Em Órbita

Vol. 4 - N.º 40 – Maio de 2004

Rosetta – os cometas nunca dormem

Princípios do Voo Espacial

Os "Lifting Bodies"

ESA Earth Explorer Missions

Lançamentos orbitais em Março de 2004

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Índice

Imagem do mês	2
Voo espacial tripulado	
Estatísticas	3
Crónicas Espaciais de Don Pettit (X)	4
Página da *British Interplanetary Society*	5
Os "*Lifting Bodies*"	6
Princípios do Voo Espacial	15
ESA Earth Explorer Missions	16
Futuras missões de exploração planetária	17
Lançamentos não tripulados	18
Ariane-5G+ (V158) – Rosetta / Philae	19
Atlas-IIIA (AC-202) – MBSat	25
8K82M Proton-M Breeze-M – W3A	29
Delta-2 7925-9.5 (D304) – USA-177	31
8K82K Proton-K DM-2 – Cosmos 2406	37
Quadro de lançamentos recentes	40
Outros objectos catalogados	40
Regressos / Reentradas	42
Lançamentos previstos para Maio de 2004	43
Próximos lançamentos tripulados	43
Cronologia da Astronáutica (XIV)	44
Explicação dos termos técnicos	45

No próximo Em Órbita

- Lançamentos orbitais em Abril de 2004.

- Um rover nunca vem só, por José Matos.

Ao fim de 3 anos de publicação contínua o boletim Em Órbita prepara-se para iniciar o seu quarto ano com a mesma força e objectivos com os quais se manteve no universo cibernético ao longo de 40 números.

Escrever um boletim com tamanho pormenor de detalhes todos os meses tem sido antes de tudo um desafio. Um desafio para fornecer a melhor informação aos nossos leitores. Um desafio em tentar manter a verdade histórica dos factos decorridos e descritos. Um desafio ao tentar obter todos os detalhes, mesmo aqueles que ao leitor possa permanecer insignificante mas que no decorrer da contagem decrescente pode significar o sucesso ou o fracasso de um investimento de milhões de euros.

A aventura espacial humana irá continuar e o boletim Em Órbita perfila-se para enfrentar verdadeiros desafios de informação aos seus leitores.

Agradecemos o vosso constante apoio e contamos convosco nos próximos anos para aumentar o interesse pela aventura espacial em geral.

Rui C. Barbosa
Braga, 3 de Maio de 2004

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal.

Versão *web* editada por José Roberto Costa (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Alan Pickup, Harro Zimer, Manuel Montes e Don Pettit.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rcb@netcabo.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF). Os números atrasados são distribuídos gratuitamente.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º
PT 4700-393 BRAGA
PORTUGAL

00 351 253 27 41 46
00 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Em Maio de 2014 a sonda Rosetta irá encontrar o cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko iniciando um longo período de estudo.

Imagem do mês

A expressão e Alan Shepard reflecte a sua serenidade antes do primeiro voo espacial dos Estados Unidos que teve lugar a 5 de Maio de 1961. A missão MR-3 Freedom-7 seria lançada por um foguetão Redstone a partir da Plataforma LC5 do Cabo Canaveral. O voo teria uma duração de 15 minutos e 22 segundos atingindo uma altitude máxima de 185,15 km e percorrendo 485,92 km antes de amarar no Oceano Atlântico.

Apesar de posteriormente lhe ser diagnosticada a doença de Menier, Shepard voltaria a voar no espaço para se converter no 5º homem a pisar o solo lunar durante a missão Apollo-14 entre 31 de Janeiro e 9 de Fevereiro de 1971.

Alan Bartlett Shepard, Jr. viria a falecer a 22 de Julho de 1998.

Voo espacial tripulado

Estatísticas

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral. A secção será actualizada todos os meses à medida que vão tendo lugar os diferentes voo espaciais tripulados e à medida que decorre a missão espacial dos membros da *Expedition Eight* (até às 0021UTC do dia 29 de Abril de 2004, hora prevista para a aterragem da Soyuz TMA-3).

Os 10 mais experientes

Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 12m 26s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 18s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 01m 43s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	624d 09h 21m 36s
Alexander Yurievich Kaleri	610d 03h 40m 59s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 1h 48m 00s
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov	437d 16h 48m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	379d 14h 24m 00s
Musa Khiramanovich Manarov	365d 21h 36m 00s
Vladimir Georgievich Titov	365d 21h 36m 00s
Yuri Viktorovich Romanenko	326d 12h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	311d 19h 12m 00s
Valeri Vladimirovich Polyakov	240d 21h 36m 00s
Leonid Denisovich Kizim	237d 00h 00m 00s
Vladimir Alexeievich Solovyov	237d 00h 00m 00s
Oleg Yurievich Atkov	237d 00h 00m 00s

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	77h 41m 00s
Jerry Lynn Ross	58h 27m 00s
Steven Lee Smith	49h 34m 00s
Nikolai Mikhailovich Budarin	46h 14m 00s
Yuri Ivanovich Onufriyenko	43h 14m 00s
Talgat Amangeldyevich Musabayev	43h 02m 00s
James Hansen Newman	42h 24m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	41h 59m 00s
Victor Mikhailovich Afanasyev	38h 33m 00s
Vladimir Nikolaievich Dezhurov	37h 56m 00s

Astronautas com maior número de voos

Jerry Lynn Ross	7
Franklin R. Los Angeles Chang-Diaz	7
John Watts Young	6
Curtis Lee Brown, Jr.	6
James Donald Wetherbee	6
Collin Michael Foale	6

Número de cosmonautas e astronautas por país

URSS/Rússia	98	Cuba	1	México	1	Itália	4
EUA	272	Mongólia	1	Síria	1	Ucrânia	1
Checoslováquia	1	Roménia	1	Afeganistão	1	Espanha	1
Polónia	1	França	9	Japão	5	Eslováquia	1
Alemanha	10	Índia	1	Inglaterra	1	África do Sul	1
Bulgária	2	Canadá	8	Áustria	1	Israel	1
Hungria	1	Arábia Saudita	1	Bélgica	2	China	1
Vietname	1	Holanda	1	Suíça	1	TOTAL	432

Crónicas Espaciais (X)

Por Don Pettit, ISS Expedition Six Science Officer

As "*Don Pettit Space Chronicals*" (Crónicas Espaciais de Don Pettit), incluindo os seus textos e imagens, são traduzidas e reproduzidas em exclusivo para o *Em Órbita* com a autorização da *National Aeronautics and Space Administration* – NASA.

As raízes da exploração

Qual é a razão que nos faz ir para lugares longínquos como o espaço e deixar as nossas famílias para trás? Tudo se explica por uma palavra: exploração. Trata-se de encontrar novos locais para viver e novos recursos para utilizar. Fazemos descobertas; fazemos avançar a Ciência, ao ir para estes lugares que nos oferecem oportunidades que não encontramos em nossa casa.

A Natureza é muito mais criativa que a imaginação humana e nós só iremos descobrir o que a Natureza possui se o procurarmos. Algumas vezes estas oportunidades são tangíveis, tais como a imponderabilidade em órbita, outras vezes são intangíveis, tais como as ideias criativas que resultam da observação do nosso planeta a partir de uma nova perspectiva. Ambas lançam sementes para futuras revoluções.

ISS006E20834

Os esforços científicos legitimam a exploração; sem isso, estaremos simplesmente a vaguear. Aventuramo-nos, deixando para trás aqueles que amamos, para contribuir, mesmo que de uma maneira muito reduzida, para a cadeia de eventos que irão garantir que os nossos filhos e netos tenham um futuro melhor. Porém, parece haver algo mais profundamente enraizado na exploração, algo mais do que simplesmente lugares para viver e recursos para aproveitar. A exploração define-se de forma instintiva como a sobrevivência da espécie humana. Se os dinossauros tivessem explorado o espaço, se tivessem colonizado outros planetas, ainda estariam vivos hoje.

Da mesma maneira que a cultura e a linguagem influência a nossa capacidade de pensar de forma criativa e o tipo de problemas que escolhemos abraçar, ao estarmos livres da influência da gravidade irá originar pensamentos que eram impossíveis na mente humana. Talvez a próxima revolução na descoberta científica terá de esperar até que a Humanidade saia do seu berço e se expanda para o espaço.

- **Para saber mais:**

  http://spaceresearch.nasa.gov/

  http://stationpayloads.jsc.nasa.gov/

  http://scipoc.msfc.nasa.gov/

The British Interplanetary Society

"From imagination to reality"

A BIS - *British Interplanetary Society* (fundada em 1933) é dedicada a iniciar, promover e disseminar novos conceitos e informação técnica acerca do Espaço. Reuniões regulares, publicações, visitas e exposições, encorajam a pesquisa fundamental em Astronáutica ao providenciar um maior foco para aqueles com interesses especializados. Com políticas espaciais avançadas, a Sociedade suporta activamente o avanço da Astronáutica tanto a nível nacional como a nível internacional.

A BIS publica uma revista mensal totalmente a cores, "*Spaceflight*", que foi pela primeira vez publicada em 1956. Publica também um jornal técnico bimensalmente, "*Journal of The British Interplanetary Society*" (JBIS), que foi pela primeira vez publicado em 1934 e duas vezes por anos publica um suplemento, "*Space Chronicle*", que foi pela primeira vez publicado em 2003. Estas publicações incorporam os últimos avanços científicos e técnicos, notícias e outras informações relacionadas com a Astronáutica e com o voo espacial.

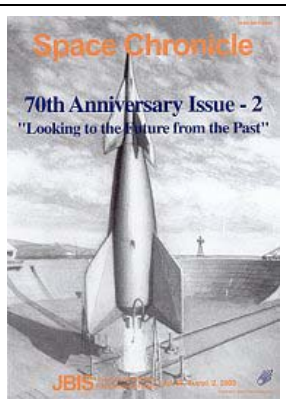
A BIS é financiada de forma independente e é uma organização sem fins lucrativos, obtendo o seu suporte financeiro através dos seus membros espalhados pelo mundo.

Para se tornar membro da BIS pode-o fazer on-line através do seguinte endereço (onde encontrará todos os detalhes):

http://www.bis-spaceflight.com/socG2.htm

A BIS tem uma página disponível na Internet em:

http://www.bis-spaceflight.com/



Histórias da Conquista do Cosmos

Os *"Lifting Bodies"*

Muito antes da NASA avançar nos anos 70 para o desenvolvimento do actual vaivém espacial, teve de estudar as características aerodinâmicas de vários aparelhos em voo. Para tal uma frota de veículos denominados "*lifting bodies*" («corpos sustentadores») foi construída pela NASA estados no *Flight Research Center* (FRC)[1] na Base Aérea de Edwards, Califórnia, entre 1963 e 1975. Estes corpos demonstraram a capacidade dos pilotos em manobrar e aterrar com segurança um veículo sem asas. Estes corpos sustentadores eram basicamente desenhados para poderem regressar em voo à Terra e aterrarem como um avião num local predeterminado.

Estes veículos de pesquisa, com as suas formas aerodinâmicas nada convencionais, eram o M2-F1, M2-F2, M2-F3, HL-10, X-24A e o X-24B. Os dados obtidos com este programa de pesquisa contribuiu para o desenvolvimento do actual vaivém espacial bem como para o programa do X-33. A sustentação aerodinâmica essencial para o voo na atmosfera era obtida através da forma dos veículos em vez das asas com num avião normal. A adição de estabilizadores e de superfícies de controlo permitiu aos pilotos estabilizar o controlar os veículos e regular as suas rotas de voo.

Todos os veículos com excepção do M2-F1 possuíam um sistema de propulsão XLR-11 semelhante ao utilizado pelo Bell X-1 que foi o primeiro avião a voar mais rápido que a velocidade do som. O M2-F1, um protótipo leve, não possuía qualquer sistema de propulsão.

A ideia original do desenvolvimento dos corpos sustentadores foi concebida em 1957 por Alfred J. Eggers, Jr. Então director assistente para pesquisa, análise e planeamento no Laboratório de Aeronáutica Ames[2], em Moffett Field – Califórnia. Anteriormente a NASA havia já investigado os problemas associados com a reentrada atmosférica de cones de mísseis. H. Julian Allen, outro engenheiro do laboratório Ames, havia determinado que um cone blunt era a forma ideal para sobreviver a uma reentrada do espaço. Eggers determinara que ao modificar ligeiramente a forma de um cone simétrico, poderia ser produzida sustentação aerodinâmica. Esta sustentação poderia permitir o regresso em voo do espaço em vez de uma queda balística para a Terra.

O M2-F1 em voo sobre o *Rogers Dry Lake*. Imagem: NASA.

Os estudos levados a cabo levaram a um desenho que ficou conhecido como M2, um meio cone modificado, arredondado no fundo e plano no seu topo, com um nariz blunt e arredondado e dois estabilizadores de cauda. Esta configuração e as configurações dos corpos sustentadores posteriores, permitiam que fossem manobrados tanto em movimento lateral como em movimento longitudinal, podendo assim ser manobrados para uma aterragem numa pista em vez de uma amaragem por pára-quedas no oceano como o fizeram as cápsulas balísticas dos programas espaciais tripulados Mercury, Gemini e Apollo.

O M2-F1

Em 1962 foi aprovado um programa para construir um veículo leve e sem propulsão para servir de protótipo no ensaio dos conceitos até então desenvolvidos. O protótipo era semelhante a uma «banheira voadora» e era designado M2-F1. O veículo possuía um escudo fabricado em madeira contraplacada, construído por Gus Briegleb (um construtor de hidroaviões de El Mirage, Califórnia), colocado sobre uma estrutura tubular de aço construída no FRC. A construção do veículo foi finalizada em 1963.

[1] Em 1976 a NASA rebaptizou o FRC com o nome *Dryden Flight Research Center* em honra de Hugh L. Dryden.

[2] Posteriormente este laboratório teria a designação *Ames Research Center*.

Os primeiros voos de ensaio foram levados a cabo sobre o *Rogers Dry Lake*, sendo o M2-F1 rebocado por corda puxada por um Pontiac a velocidades até 193 km/h. Estes testes iniciais forneceram dados iniciais de voo acerca do M2-F1 para que o veículo pudesse posteriormente ser rebocado por um avião R4D a altitudes mais elevadas. O R4D levou o M2-F1 a altitudes de 3,66 km a partir das quais o veículo poderia voar por si só até ao *Rogers Dry Lake*. O piloto Milt Thompson pilotou o M2-F1 durante a primeira série de testes. Os voos planados do M2-F1 tinham uma duração de vários minutos, atingindo velocidades entre os 177 km/h e os 193 km/h. Foram levados a cabo mais de 400 voos utilizando o Pontiac como reboque e 77 voos utilizando o R4D como reboque, antes do veículo dar lugar a versões mais avançadas dos corpos de sustentação.

O M2-F2

O sucesso obtido com o M2-F1 levou a NASA a desenvolver e construir dois veículos mais pesados baseados nos estudos levados a cabo nos centros de pesquisa *Ames* e *Langley*, o M2-F2[3] e o HL-10[4] (ambos construídos pela *Northrop Corporation*). Posteriormente a Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) também se interessou neste programa, desenvolvendo um terceiro conceito, o X-24A, construído pela *Martin Company*. Este veículo foi mais tarde modificado, sendo rebaptizado X-24B.

O primeiro voo do M2-F2 teve lugar a 12 de Julho de 1966. O M2-F2 era muito semelhante ao M2-F1 e o piloto neste primeiro voo foi também Milt Thompson. O mesmo avião B-52 que havia sido utilizado para transportar o avião X-15, foi modificado para transportar estes novos veículos de pesquisa. Os veículos eram transportados sobre a asa direita do B-52 e largados a diferentes altitudes. No primeiro voo do M2-F2 este foi largado a uma altitude de 13,7 km.

O M2-F2 tinha um peso de 2095 kg (sem balastro), tendo um comprimento de 6,71 metros e uma largura de 3,05 metros.

O M2-F2 prepara-se para aterrar, sendo acompanhado por um avião F-104 Starfighter. Imagem: NASA.

Data	Piloto	Velocidade máx. (km/h)	Altitude máx. (km)	Duração (m:s)
2-Jul-66	Milton Orville Thompson	727	13,72	3:37
9-Jul-66	Milton Orville Thompson	634	13,72	4:05
12-Ago-66	Milton Orville Thompson	656	13,72	4:38
24-Ago-66	Milton Orville Thompson	718	13,72	4:01
2-Set-66	Milton Orville Thompson	750	13,72	3:46
16-Set-66	Bruce A. Peterson	750	13,72	3:30
20-Set-66	Donald Milton Sorlie	677	13,72	3:31
22-Set-66	Bruce A. Peterson	702	13,72	3:53
28-Set-66	Donald Milton Sorlie	713	13,72	3:53
5-Out-66	Donald Milton Sorlie	713	13,72	3:45
12-Out-66	Jerry Gentry	692	13,72	3:54
26-Out-66	Jerry Gentry	702	13,72	3:47
14-Nov-66	Jerry Gentry	642	13,72	4:21
21-Nov-66	Jerry Gentry	716	13,72	3:50
2-Mai-67	Jerry Gentry	661	13,72	3:51
10-Mai-67	Bruce A. Peterson	648	13,72	3:43

[3] M2-F2 – M refere-se a *Manned* (Tripulado) e F refere-se a *Flight* (Voo).

[4] HL – Horizontal Landing (Aterragem Horizontal), sendo este o 10º modelo dos corpos sustentáveis a ser investigado pelo centro de pesquisa *Langley*.

No dia 10 de Maio de 1967 teve lugar o 16º voo do M2-F2 que quase terminava em tragédia durante a aterragem, ferindo gravemente o piloto Bruce Peterson e danificando o veículo.

No dia 10 de Maio de 1967 o piloto Bruce Peterson escapou à morte com graves ferimentos após um problema que provocou o despiste do M2-F2 na aterragem. Imagem: NASA.

O M2-F3

Apesar de possuir várias melhorias em relação ao M2-F1, o M2-F2 possuía problemas de controlo lateral apesar de possuir um sistema de controlo melhorado. Após o acidente de Bruce Peterson, o M2-F2 foi enviado para o construtor em Dryden. Após a reparação o veículo foi rebaptizado M2-F3 sendo modificado com a adição de um terceiro estabilizador central para melhoras as suas características de controlo.

O primeiro voo do M2-F3, pilotado por Bill Dana, teve lugar a 2 de Junho de 1970. Este voo planado teve como objectivo avaliar as alterações à performance do veículo. Dana referiu que o M2-F3 possuía uma melhor estabilização lateral e as características de controlo eram superiores às do M2-F2.

O M2-F3 atingiu uma velocidade máxima nas suas missões posteriores de 1.712,34 km/h (Mach 1,6)[5]. A altitude máxima atingida pelo M2-F3 foi de 21,793 km[6].

Um sistema de controlo de reacção a jacto muito semelhante aos motores utilizados para as manobras orbitais, foi instalado no M2-F3 para se obter dados acerca da efectividade do sistema de controlo. Já perto do final da utilização do M2-F3 no programa dos corpos sustentadores, o veículo foi utilizado para avaliar um sistema de aumento dos níveis de comando, ao mesmo tempo que se testava uma maniete de controlo semelhante aos agora utilizados em muitos aviões.

O M2-F2 colocado sobre a asa do avião de transporte B-52 Stratofortress antes de mais um voo de ensaio. Imagem: NASA.

[5] Esta missão foi pilotada por Bill Dana e teve lugar a 13 de Dezembro de 1972.

[6] Esta missão foi pilotada por John Manke e teve lugar a 20 de Dezembro de 1972, sendo a última missão do M2-F3.

Data	Piloto	Velocidade máx. (km/h)	Altitude máx. (km)	Duração (m:s)
2-Jun-70	William Harvey Dana	755	13,716	3:38
21-Jul-70	William Harvey Dana	708	13,716	3:48
2-Nov-70	William Harvey Dana	690	13,716	3:56
25-Nov-70	William Harvey Dana	859	15,819	6:17
9-Fev-71	Jerry Gentry	755	13,716	4:01
26-Fev-71	William Harvey Dana	821	13,716	5:48
23-Jul-71	William Harvey Dana	788	18,440	5:53
9-Ago-71	William Harvey Dana	1.035	18,898	6:55
25-Ago-71	William Harvey Dana	1.163	20,513	6:30
24-Set-71	William Harvey Dana	772	12,802	3:30
15-Nov-71	William Harvey Dana	784	13,716	3:35
1-Dez-71	William Harvey Dana	1.356	21,580	6:31
16-Dez-71	William Harvey Dana	861	14,265	7:31
25-Jul-72	William Harvey Dana	1.049	18,562	7:00
11-Ago-72	William Harvey Dana	1.168	20,480	6:15
24-Ago-72	William Harvey Dana	1.344	20,330	6:16
15-Set-72	William Harvey Dana	935	14,020	6:27
27-Set-72	William Harvey Dana	1.424	20,330	6:07
5-Out-72	William Harvey Dana	1.455	20,210	6:16
19-Out-72	John A. Manke	961	14,360	5:59
1-Nov-72	John A. Manke	1.292	21,730	6:18
9-Nov-72	Cecil Powell	961	14,260	6:04
21-Nov-72	John A. Manke	1.524	20,330	6:17
29-Nov-72	Cecil Powell	1.432	20,570	5:57
6-Dez-72	Cecil Powell	1.265	20,820	5:32
13-Dez-72	William Harvey Dana	1.712	20,330	6:23
21-Dez-72	John A. Manke	1.377	21,790	6:30

Após o desastre com o M2-F2, este foi reparado e reconstruído tornando-se no M2-F3. Imagem: NASA.

O HL-10

O HL-10 foi entregue em Janeiro de 1966 pela *Northrop*. Até Novembro de 1966 o HL-10 foi equipado com instrumentação e preparado para os primeiros voos. Antes dos seus primeiros voos o veículo foi utilizado para testes num túnel de vento no Centro de Pesquisa Ames, juntamente com o M2-F2. O seu primeiro voo teve lugar a 22 de Dezembro desse mesmo ano, sendo pilotado por Bruce Peterson que anteriormente havia ficado seriamente ferido no acidente do M2-F2.

O HL-10 levou a cabo 37 voos, tendo estabelecido vários recordes. No dia 18 de Fevereiro de 1970 o piloto da Força Aérea Peter Hoag atingiu os 1.976,27 km/h (Mach 1,86), sendo esta a velocidade mais rápida atingida por qualquer um dos corpos sustentadores. No dia 27

de Fevereiro de 1970º piloto Bill Dana atingiu uma altitude de 27,524 km, sendo esta a altitude mais elevada atingida por qualquer um dos corpos sustentadores. Por outro lado, o HL-10 foi também o primeiro veículo deste tipo a voar a uma velocidade supersónica no dia 9 de Maio de 1969 quando era pilotado por John Manke.

A configuração do HL-10 era distinta dos anteriores veículos deste programa, sendo plano na sua parte inferior e arredondado na sua parte superior, tendo uma forma em delta. Na sua configuração final, com três estabilizadores verticais sendo dois inclinados para o exterior, permitiam ao veículo um controlo direccional. O HL-10 tinha um comprimento de 6,4 metros e uma envergadura de 4,15 metros. O seu peso era de 2.936 kg e o seu peso bruto máximo era superior a 4.080 kg.

O HL-10 era controlado por um sistema de elevons entre os estabilizadores verticais e central para controlo de rotação e translação. O seu motor XLR-11, construído pela *Chemical Reaction Montors Inc.*, possuía quatro câmaras de combustão que consumiam álcool etílico e oxigénio líquido.

O HL-10 obtinha energia a partir de baterias de zinco/prata. Estas baterias forneciam energia para o sistema de controlo, instrumentação de voo, sistema de comunicação por rádio, aquecimento e sistema de aumento de estabilização. O veículo possuía ainda quatro pequenos motores de foguetão propulsionáveis capazes de desenvolver uma força de 181 kg cada.

O M2-F3 é largado da asa do avião de transporte B-52 iniciando o voo independente. Esta imagem foi obtida no instante da ignição do motor do M2-F3. Imagem: NASA.
Na imagem em baixo o HL-10 na pista da Base Aérea de Edwards, Califórnia. Imagem: NASA.

HL-10 on ramp

O sistema do trem de aterragem traseiro era adaptado do avião T-38 Talon de retracção manual e activado por um sistema de pressão a nitrogénio. Por outro lado o sistema do trem de aterragem frontal era adaptado do avião T-39 Sabreliner também de retracção manual e activado por um sistema de pressão a nitrogénio.

O piloto utilizava um assento ejectável adaptado do avião F-106 Delta Dart.

O HL-10 era montado na asa direita do avião de transporte B-52 Stratofortress entre a sua fuselagem e a estrutura de protecção do motor. O B-52 Stratofortress elevava-se a uma altitude de cerca de 13,715 km e a uma velocidade de

724 km/h. Atingidos estes parâmetros e após se verificar que todos os sistemas do HL-10 se encontravam operacionais, o veículo era largado caindo por breves segundos. O motor XLR-11 era então activado pelo piloto o que fazia o avião ganhar altitude e aumentar a sua velocidade. O motor era então desactivado (quer pelo piloto ou pelo simples facto de terminar o combustível, dependendo dos objectivos do voo).

Após o fim da ignição do motor, o HL-10 era manobrado num perfil de voo que simulava um regresso a partir da órbita terrestre através de um corredor de voo e de um esquema de aproximação previsto para uma aterragem numa das pistas do *Rogers Dry Lake* na Base Aérea de Edwards.

A aproximação era feita numa trajectória circular de forma a perder altitude durante a fase de aterragem. Na fase final da aproximação, a inclinação de descida era aumentada para acumular energia. A cerca de 31 metros de altitude uma manobra de "*flare out*" reduzia a velocidade para cerca de 322 km/h em preparação da aterragem.

Os voos do HL-10 contribuíram substancialmente para a decisão de se avançar com o desenho dos actuais vaivéns espaciais sem possuir motores que necessitassem de extrair o ar atmosférico e que seriam utilizados para a aterragem.

O último voo do HL-10 teve lugar a 17 de Julho de 1970.

Data	Piloto	Velocidade máx. (km/h)	Altitude máx. (km)	Duração (m:s)
22-Dez-66	Bruce A. Peterson	735	13,720	3:07
15-Mar-68	Jerry Gentry	684	13,720	4:03
3-Abr-68	Jerry Gentry	732	13,720	4:02
25-Abr-68	Jerry Gentry	739	13,720	4:18
3-Mai-68	Jerry Gentry	732	13,720	4:05
16-Mai-68	Jerry Gentry	719	13,720	4:25
28-Mai-68	John A. Manke	698	13,720	4:05
11-Jun-68	John A. Manke	697	13,720	4:06
21-Jun-68	Jerry Gentry	681	13,720	4:31
24-Set-68	Jerry Gentry	722	13,720	4:05
3-Out-68	John A. Manke	758	13,720	4:03
23-Out-68	Jerry Gentry	722	12,100	3:09
13-Nov-68	John A. Manke	843	13,000	6:25
9-Dez-68	Jerry Gentry	872	14,450	6:34
17-Abr-69	John A. Manke	973	16,070	6:40
25-Abr-69	William Harvey Dana	743	13,720	4:12
9-Mai-69	John A. Manke	1.197	16,250	6:50
20-Mai-69	William Harvey Dana	959	14,970	6:54
28-Mai-69	John A. Manke	1.311	18,960	6:38
6-Jun-69	Peter Hoag	1.483	19,540	3:51
19-Jun-69	John A. Manke	1.483	19,540	6:18
23-Jun-69	William Harvey Dana	1.350	19,450	6:13
6-Ago-69	John A. Manke	1.641	23,190	6:12
3-Set-69	William Harvey Dana	1.541	23,760	6:54
18-Set-69	John A. Manke	1.340	24,140	7:06
30-Set-69	Peter Hoag	780	16,380	7:16
27-Out-69	William Harvey Dana	1.675	18,470	6:57
3-Nov-69	Peter Hoag	1.482	19,540	7:19
17-Nov-69	William Harvey Dana	1.693	19,690	6:48
21-Nov-69	Peter Hoag	1.532	24,160	6:18
12-Dez-69	William Harvey Dana	1.401	24,370	7:08
19-Jan-70	Peter Hoag	1.398	26,410	6:50
26-Jan-70	William Harvey Dana	1.443	26,730	6:51
18-Fev-70	Peter Hoag	1.976	20,520	6:20
27-Fev-70	William Harvey Dana	1.400	27,524	6:56
11-Jun-70	Peter Hoag	809	13,716	3:22
17-Jul-70	Peter Hoag	803	13,716	4:12

O avião HL-10 e o X-15A-2 em frente de um dos hangares da Base Aérea de Edwards, Califórnia. Com o X-15 alguns pilotos realizariam missões que são classificados como voos espaciais pela Força Aérea dos Estados Unidos. Imagem: NASA.

O X-24A

Tendo um interesse óbvio no programa dos "*lifting bodies*", a Força Aérea dos Estados Unidos encomendou o X-24A à *Martin Corporation*. Este veículo era muito semelhante a uma «lágrima» possuindo três estabilizadores verticais na sua zona posterior para controlo direccional. Pesando 2.844 kg, o veículo tinha um comprimento de 7,32 metros e uma largura de cerca de 4,27 metros.

O primeiro voo (sem propulsão) do X-24A teve lugar a 17 de Abril de 1969 sendo pilotado por Jerauld Gentry que a 19 de Março de 1970 pilotaria o X-24A no seu primeiro voo propulsionado. O veículo levou a cabo 28 voos que ajudaram a validar o conceito de que um veículo como o vaivém espacial poderia aterrar sem utilizar qualquer tipo de propulsão. Subsequentemente, os directores do programa do X-38 seleccionaram o desenho do X-24A como base para o novo veículo (pois possuíam já uma extensa base de dados aerodinâmicos sobre este desenho). Esta escolha reduziu assim o número de testes nos túneis de vento que seriam necessários para um desenho totalmente novo.

O X-24A possuía a mesma configuração do veículo X-23 Prime que foi testado em três voos suborbitais entre 21 de Dezembro de 1966 e 20 de Abril de 1967, sendo lançados por foguetões SLV-3 Atlas.

A USAF e a Martin Corporation esperavam que este desenho pudesse evoluir para uma versão que poderias ser colocada em órbita por um foguetão Titan-III.

Tal como os veículos anteriores, o X-24A era lançado a partir de um bombardeiro modificado B-52 Statrofortress.

O X-24A atingiu uma velocidade máxima de 1.667,28 km/h pilotado por John Manke que atingiu também a altitude mais elevada a 21,763 km. Manke pilotou também o X-24A no seu último voo no dia 4 de Junho de 1971.

O HL-10 repousa numa das pistas do Rogers Dry Lake após mais uma missão pilotada por Bill Dana que observa a passagem do avião de transporte. Imagem: NASA.

Data	Piloto	Velocidade máx. (km/h)	Altitude máx. (km)	Duração (m:s)
17-Abr-69	Jerry Gentry	763	13,720	3:37
8-Mai-69	Jerry Gentry	735	13,720	4:13
21-Ago-69	Jerry Gentry	615	12,190	4:30
9-Set-69	Jerry Gentry	647	12,190	3:52
24-Set-69	Jerry Gentry	637	12,190	4:17
22-Out-69	John A. Manke	623	12,190	3:58
13-Nov-69	Jerry Gentry	687	13,720	4:30
25-Nov-69	Jerry Gentry	730	13,720	4:26
24-Fev-70	Jerry Gentry	819	14,326	4:18
19-Mar-70	Jerry Gentry	919	13,533	7:04
2-Abr-70	John A. Manke	919	17,892	7:15
22-Abr-70	Jerry Gentry	981	17,587	6:48
14-Mai-70	John A. Manke	795	13,594	8:33
17-Jun-70	John A. Manke	1.051	18,593	7:12
28-Jul-70	Jerry Gentry	996	17,687	6:28
11-Ago-70	John A. Manke	1.047	19,477	6:53
26-Ago-70	Jerry Gentry	737	12,694	7:59
14-Out-70	John A. Manke	1.261	20,696	6:51
27-Out-70	John A. Manke	1.446	21,763	6:57
20-Nov-70	Jerry Gentry	1.456	20,604	7:12
21-Jan-71	John A. Manke	1.093	15,819	7:42
4-Fev-71	Cecil Powell	700	13,716	3:55
18-Fev-71	John A. Manke	1.606	20,544	7:27
1-Mar-71	Cecil Powell	1.064	17,343	7:17
29-Mar-71	John A. Manke	1.667	21,488	7:26
12-Mai-71	Cecil Powell	1.477	21,610	7:03
25-Mai-71	John A. Manke	1.265	19,903	9:08
4-Jun-71	John A. Manke	867	16,581	8:37

NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection
http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html
NASA Photo: ECN-2006 Date: 1968 Photo by: NASA

X-24A on Lakebed

O X-24B

O desenho do X-24B, proposto pelo *Air Force Flight Dynamics Laboratory* (AFFDL), evoluiu de uma família de potenciais formas aerodinâmicas que poderiam ser utilizadas para reentradas atmosféricas, tendo cada uma delas uma relação sustentação/resistência mais elevada. Para reduzir os custos de construção de um veículo deste tipo, a USAF decidiu enviar o X-24A para o construtor por forma a que fossem levadas a cabo modificações que converteram a sua forma num veículo semelhante a um "*Flying flatiron*" com a parte superior arredondada, um fundo plano e uma forma em duplo delta que terminava num nariz pontiagudo. O primeiro piloto a voar o X-24B foi John Manke num voo planado realizado a 1 de Agosto de 1973. Manke pilotou também o X-24B no seu primeiro voo propulsionado a 15 de Novembro de 1973.

Data	Piloto	Velocidade máx. (km/h)	Altitude máx. (km)	Duração (m:s)
1-Ago-73	John A. Manke	740	12,190	4:12
17-Ago-73	John A. Manke	722	13,720	4:27
31-Ago-73	John A. Manke	771	13,720	4:37
18-Set-73	John A. Manke	724	13,720	4:31
4-Out-73	Michael V. Love	732	13,720	4:39
15-Nov-73	John A. Manke	961	16,080	6:44
12-Dez-73	John A. Manke	1.038	19,080	7:14
15-Fev-74	Michael V. Love	724	13,720	5:07
5-Mar-74	John A. Manke	1.139	18,390	7:17
30-Abr-74	Michael V. Love	930	15,860	6:59
24-Mai-74	John A. Manke	1.212	17,060	7:28
14-Jun-74	Michael V. Love	1.303	19,970	6:45
28-Jun-74	John A. Manke	1.480	20,770	7:07
8-Ago-74	Michael V. Love	1.644	22,370	6:35
29-Ago-74	John A. Manke	1.170	22,080	7:47
25-Out-74	Michael V. Love	1.873	21,990	6:57
15-Nov-74	John A. Manke	1.722	21,960	8:01
17-Dez-74	Michael V. Love	1.667	20,960	7:00
14-Jan-75	John A. Manke	1.862	22,180	7:57
20-Mar-75	Michael V. Love	1.537	21,450	6:49
18-Abr-75	John A. Manke	1.279	17,650	7:30
6-Mai-75	Michael V. Love	1.541	22,370	7:28
22-Mai-75	John A. Manke	1.744	22,370	7:41
6-Jun-75	Michael V. Love	1.786	21,980	7:54
25-Jun-75	John A. Manke	1.427	17,680	7:06
15-Jul-75	Michael V. Love	1.685	21,180	6:55
5-Ago-75	John A. Manke	1.381	18,290	7:00
20-Ago-75	Michael V. Love	1.625	21,950	7:00
9-Set-75	William Harvey Dana	1.593	21,640	7:15
23-Set-75	William Harvey Dana	1.255	17,680	7:18
9-Out-75	Einar K. Enevoldson	724	13,720	4:11
21-Out-75	Francis Richard Scobee	743	13,720	4:15
3-Nov-75	Thomas C. McMurtry	734	13,720	4:08
12-Nov-75	Einar K. Enevoldson	734	13,720	4:01
19-Nov-75	Francis Richard Scobee	740	13,720	4:09
26-Nov-75	Thomas C. McMurtry	740	13,720	4:05

Os últimos voos do X-24B assistiram à concretização de duas aterragens precisas na pista principal da Base Aérea de Edwards que mostraram a precisão das aterragens de veículos não propulsionados provenientes de reentradas atmosféricas. Estas missões foram tripuladas por John Manke e Michael Love, representado o objectivo final de um programa que auxiliou a escrever os planos de voos dos vaivéns espaciais actuais.

De forma geral, e após se separar do avião transportador B-52 a uma altitude de 13.716 km, o motor XLR-11 do X-24B entrava em ignição e o veículo acelerava até atingir velocidades superiores a 1.770 km/h e a altitudes que variavam entre os 18.288 km e os 21.336 km. Após terminar a combustão do motor o avião iniciava um voo planado em direcção à Base Aérea de Edwards. Chegando à fase final de aproximação, era aumentado o nível de descida para elevar a velocidade e utilizar esta energia para executar manobras "*flare out*" e diminuir a velocidade para 321,87 km/h, utilizando assim o mesmo padrão básico de aproximação e velocidade de aterragem dos actuais vaivéns espaciais.

O último voo propulsionado do X-24B teve lugar a 23 de Setembro de 1975, sendo pilotado por Bill Dana.

A velocidade máxima atingida pelo X-24B foi de 1.873,27 km/h (Mach 1,75) quando pilotado por Michael Love no dia 25 de Outubro de 1974. A altitude máxima atingida pelo X-24B foi de 22,586 km no dia 22 de Maio de 1975 quando pilotado por John Manke.

NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection
http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html
NASA Photo: ECN-3764 Date: 1973 Photo by: NASA

X-24B on Lakebed

Princípios do Voo Espacial[7]

Massa e trajectórias

O paradoxo do rendimento infinito

Define-se potência como uma força multiplicada pela velocidade. Se tivermos em conta um observador que ficou junto da primeira sonda de marcação, a potência propulsiva do veículo aumentará indefinidamente, dado que é o produto do impulso que permaneceu constante pela velocidade, que pode tornar-se tão grande quanto se desejar, desde que o foguetão parca a massa suficiente.

Assim e em breve, a potência propulsiva tornar-se-á maior do que a potência térmica despendida pelo propergol! O rendimento propulsivo poderia portanto ultrapassar 100%?

Na realidade, o princípio da conservação da energia não nos engana!!! O foguetão consome em cada segundo não apenas a energia calorífica contido no seu propergol, mas também a energia cinética deste propergol lançado a grande velocidade em relação ao local onde se encontra a sonda; esta segunda energia desaparece com efeito de bordo como a primeira: 1,0 g de propergol contém uma certa energia calorífica, mas este mesmo grama lançado à velocidade de um satélite contém uma energia cinética trezentas vezes maior!

Se se tiver em conta este duplo dispêndio, o rendimento propulsivo é inferior a 100%, como qualquer outro rendimento.

[7] Adaptado de "A Astronáutica" de Lionel Laming; Publicações Europa-América – Colecção Saber (n.º 182).

ESA Earth Explorer Missions

Nos dias 19 e 20 de Abril nas instalações da Agência Espacial Europeia em Frascati, Roma – Itália, o Directorado para a Observação da Terra da ESA, levou a cabo uma reunião denominada *Earth Explorer User Consultation Meeting* na qual as conclusões científicas e técnicas dos painéis de avaliação das seis candidaturas para a próxima geração de missões *Earth Explorer*, serão apresentadas e discutidas pelos cientistas da comunidade científica europeia.

Os seis candidatos para as missões *Earth Explorer*, parte do programa *Living Planet* da ESA são:

- **EarthCARE (*Earth Clouds Aerosols and Radiation Explorer*)** – pretende melhorar a representação e compreender o equilíbrio nos modelos climáticos e métodos numéricos de análise ao adquirir perfis verticais das nuvens e aerossóis, bem como medir as radiâncias no topo da atmosfera. Desde uma única plataforma localizada numa órbita polar a 450 km de altitude um radar laser (lidar) irá obter dados acerca dos aerossóis e das nuvens delgadas, enquanto que um radar de alta-frequência irá obter o mesmo tipo de dados com nuvens mais espessas. Uma câmara multi-espectral irá fornecer informação adicional acerca da distribuição dos aerossóis e propriedades ópticas das nuvens, por outro lado um radiómetro de banda larga irá medir as radiâncias.

- **SPECTRA (*Surface Processes and Ecosystem Changes Through Response Analysis*)** – irá descrever, compreender e elaborar modelos acerca do papel da vegetação terrestre no ciclo global do carbono e a sua resposta às variações climáticas provocadas pelo aumento da pressão da actividade humana. A missão irá transportar um espectrómetro para analisar a radiância da vegetação. A partir de uma órbita quase polar a 670 km de altitude, o SPECTRA (Imagem ao lado fornecida pela ESA) irá recolher dados de regiões seleccionadas que sejam representativas de todos os biótipos terrestres.

- **WALES (*Water VApour and Lidar Experiment in Space*)** – irá levar a cabo observações globais do vapor de água na troposfera e na zona inferior da estratosfera com alta resolução e precisão vertical para auxiliar na previsão do clima e da sua análise numérica. O satélite WALES será colocado em órbita polar a 450 km de altitude e irá transportar um radar laser que utilizará quatro comprimentos de onda com quatro absorções distintas do vapor de água adaptado aos diferentes níveis de vapor na atmosfera.

- **ACE+ (*Atmosphere and Climate Explorer*)** – irá levar a cabo medições com alta precisão da humidade e temperatura na troposfera e na estratosfera para observações das tendências climáticas. A missão ACE+ será composta por quatro satélites que voarão em pares no mesmo plano orbital sincronizados com o Sol, mas a altitudes distintas. Os satélites colocados numa órbita a 650 km de altitude irão mover-se no sentido contrário aos satélites colocados numa órbita a uma altitude de 800 km.

- **EGPM (*European contribution to Global Precipitation Measurement*)** – irá fornecer observações melhoradas da chuva e queda de neve e irá contribuir para a monitorização e compreensão das tempestades que produzem danos como por exemplo as inundações. A missão *Global Precipitation Measuremente* consiste em uma plataforma central equipada com instrumentação de microondas e um número de satélites mais pequenos para fornecerem um ciclo repetitivo de observação de aproximadamente três horas. Um dos satélites será o EGPM colocado numa órbita polar sincronizada com o Sol a uma altitude de 510 km. O EGPM estará equipado com dois instrumentos: um radiómetro e um radar de precipitação.

- **Swarm** – consiste numa constelação de três satélites de magnetómetria para fornecer a melhor vigilância do campo geomagnético e da sua evolução temporal. O Swarm irá providenciar novas perspectivas sobre a composição e processos no interior e em torno da Terra, melhorando o nosso conhecimento do clima. Os satélites irão ser colocados em planos orbitais quase polares a 530 km de altitude e a 450 km de altitude. Cada satélite irá transportar equipamento magnetométrico, um instrumento para medição do campo eléctrico e um acelerómetro.

Mais detalhes em http://www.esa.int/export/esaLP/index.html.

Futuras missões de exploração planetária

Por José Matos

O ano de 2005 ira-nos trazer várias missões espaciais destinadas à exploração dos nossos vizinhos do Sistema Solar. Este pequeno artigo pretende calendarizar essas missões.

No próximo mês de Janeiro a sonda Huygens[8] da Agência Espacial Europeia (ESA) irá estudar Titã, a maior lua de Saturno. No dia 14 de Janeiro, a Huygens, vai descer de pára-quedas através da atmosfera de Titã e aterrar na sua superfície. Esta lua de Saturno é um tesouro escondido de segredos por baixo de uma atmosfera cerrada, que não deixa ver nada. É rara uma lua com atmosfera e contam-se pelos dedos outras na mesma situação. Mas Titã é a única com uma atmosfera opaca para mal da nossa curiosidade. Por isso, sabemos pouco ou quase nada sobre a sua geologia e sobre o seu interior. A sonda ESA vai desvendar-nos o que esconde Titã. A descida vai demorar pouco mais de 2 horas e a sonda atingirá a superfície a 5-6 m/s. Se aguentar o impacto poderá estudar o local de aterragem durante alguns minutos.

Em Março de 2005 será a vez da sonda europeia SMART-1[9] estudar a Lua. A SMART-1 entra definitivamente em órbita lunar para iniciar a sua missão em torno do nosso satélite. A sonda vai ter uma órbita polar e andará pelo menos seis meses à volta da Lua. Trata-se da primeira missão lunar da ESA com vista a testar novas tecnologias e a esclarecer alguns dos mistérios lunares. Ver se há água congelada nos pólos é um deles, embora não seja o único. A sonda vai também fazer o primeiro mapa químico pormenorizado da superfície lunar. A ideia é mapear toda a Lua de forma, a saber, que elementos químicos entram na composição das suas rochas. Este tipo mapeamento poderá esclarecer definitivamente se a Lua é mesmo filha da Terra como afirmam as teorias actuais sobre a origem da Lua.

Apesar de ter sofrido um desaire com a sua missão a Marte, o Japãp prepara-se para enviar uma sonda de exploração lunar. O mês de Maio marca a partida da sonda SELENE (*SELenological and ENgineering Explorer*)[10] da JAXA rumo à Lua e a sua chegada cinco dias depois do lançamento. Trata-se de uma missão de grande envergadura e a segunda que o Japão realiza ao nosso satélite depois da Lunar-A em 2004. A sonda (Imagem ao lado cedida pela JAXA) é composta por um módulo de missão e outro de propulsão. O primeiro possui os instrumentos para a cartografia global da superfície lunar, enquanto que o segundo possui um satélite de retransmissão de dados que trabalhará em conjunto com módulo de missão no mapeamento gravimétrico do lado oculto da Lua. A missão deverá durar um ano em volta da Lua. Ao fim deste tempo, o módulo de propulsão pousará na Lua.

Uma segunda missão planetária será levada a cabo pelo Japão em 2005. Em Junho, a sonda Hayabusa (Muses-C)[11],[12] deve alcançar o asteróide 1998SF36 (Itokawa) para iniciar a mais importante missão até hoje realizada a um asteróide. A sonda vai usar vários instrumentos como um sistema laser para se aproximar do astro em segurança, estabelecendo uma órbita somente a 20 km de altura da superfície. Depois com base nos dados recolhidos vai ser escolhido um local para recolha de amostras. Um pequeno robot chamado MINERVA, vai ser utilizado para explorar a superfície do asteróide. Para a recolha de amostras, a sonda lançará um pequeno projéctil contra a superfície do asteróide, dando origem a pequenos fragmentos que serão recolhidos pelo aparelho. O sistema de recolha de amostras deverá levar a cabo várias extracções em 3 pontos diferentes da superfície de forma a obter dados de diferentes localizações. Depois de recolhidas as amostras será o regresso à Terra com chegada prevista para Junho de 2007.

A NASA também irá participar neste esforço de exploração planetária com o lançamento da sonda Deep Impact[13] a 30 de Dezembro de 2003. No dia 4 de Julho, a sonda Deep Impact vai abordar o cometa Tempel 1 de forma violenta ao lançar contra este corpo um projéctil de 370 kg de peso que deverá embater no cometa a mais de 36 mil km/h (cerca de 10,2 km/s) perfurando a sua superfície e possibilitando o estudo do seu subsolo. A colisão será transmitida em directo para Terra e deverá causar uma cratera do tamanho de um campo de futebol. A missão terminará em Agosto.

---

[8] http://sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=12

[9] http://www.esa.int/SPECIALS/SMART-1/index.html

[10] http://www.isas.ac.jp/e/enterp/missions/selene/cont.html

[11] http://www.muses-c.isas.ac.jp/English/

[12] http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=2003-019A

[13] http://deepimpact.jpl.nasa.gov/

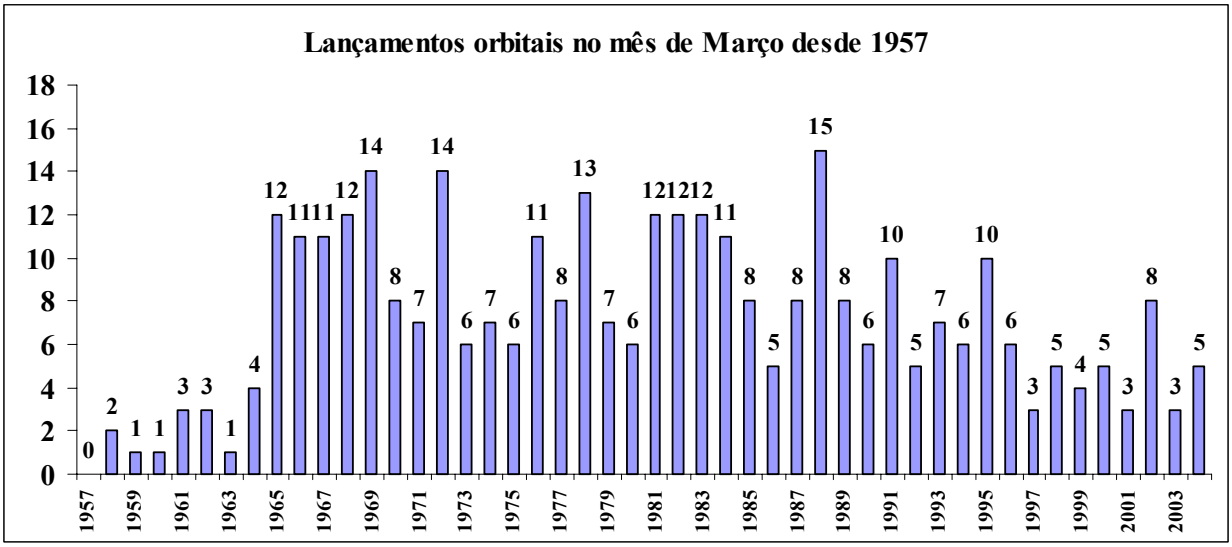
Uma nova sonda para a exploração de Marte irá partir para o planeta vermelho em 2005. Em Agosto parte a Mars Reconnaissance Orbiter[14] (Imagem ao lado cedida pela NASA) rumo ao planeta vermelho. Com 2 toneladas de peso trata-se de uma sonda importante que fará mapas altamente detalhados da superfície de Marte, não só em termos de fotografia convencional como também em termos espectrais. Esta sonda leva também um radar para pesquisar gelo de água no subsolo do planeta. A chegada a Marte está prevista para Março de 2006 com o começo da missão propriamente dita em Novembro do referido ano. A sonda tem combustível suficiente para aguentar 10 anos em torno de Marte.

Finalmente em Novembro de 2005 irá ser lançada uma nova sonda para a exploração de Vénus. A sonda Venus Express[15] é a primeira missão da ESA a este planeta. A sonda vai estudar principalmente a atmosfera do planeta, dado que não possui nenhum radar para mapear a superfície. A missão está prevista durar 500 dias e será a única missão a estudar Vénus esta década.

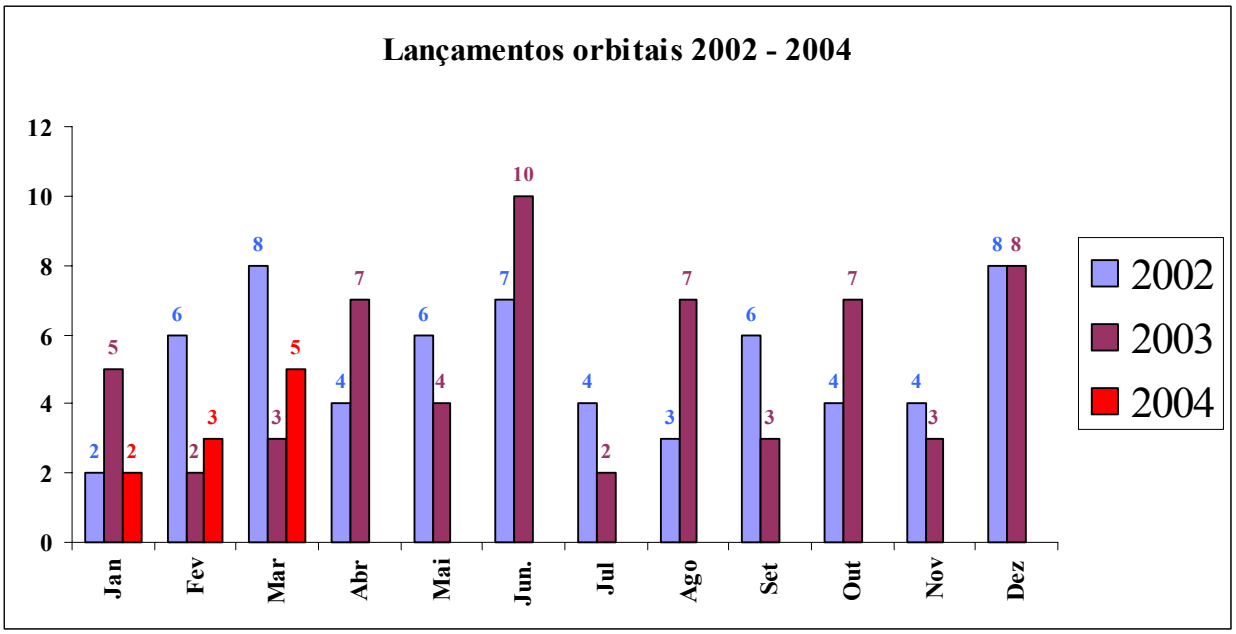
Lançamentos não tripulados

Março de 2004

Em Março de 2004 registaram-se 5 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 6 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Março foram realizados 4.320 lançamentos orbitais, 345 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 7,986% do total e a uma média de 7,340 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (425 lançamentos que correspondem a 9,838% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (268 lançamentos que correspondem a 6,204% do total).



[14] http://marsprogram.jpl.nasa.gov/mro/
[15] http://sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=64



2 de Março – Ariane-5G+ (V158 "Ville de Colleferro")

Rosetta; Philae

Rosetta, os cometas nunca dormem

Lançamento orbital n.º 4.316
Lançamento Arianespace n.º 154 (3,568%)
Lançamento CSG Kourou n.º 159 (3,684%)

Concebida como uma das principais missões espaciais europeias e seguindo as pisadas da tão bem sucedida sonda Giotto, a sonda Rosetta representa um grande desafio para a ESA (*European Space Agency*), a agência espacial europeia.

Á primeira vista a missão pode parecer simples: basicamente trata-se de encontrar um cometa num dado ponto da sua órbita e largar uma pequena sonda (*lander*) para estudar a sua superfície. Simples, mas nem tanto. A actual missão da Rosetta representa um verdadeiro desafio para a elaboração e cálculo de uma trajectória que lhe permita encontrar o seu alvo, o cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko, num determinado ponto na sua órbita, acompanhá-lo e orbitá-lo.

A missão inicial da Rosetta previa um encontro com o cometa Wirtanen (na Primavera de 2012), o seu alvo final, e a passagem pelos asteróides Otawara (em 2006) e Siwa (2008). No entanto esta missão teve de ser cancelada devido ao acidente com o primeiro Ariane-5ECA que atrasou os planos da ESA e a obrigou a repensar toda a missão, nomeando um novo alvo para a Rosetta.

A missão da Rosetta é constituída por duas partes principais: a sonda Rosetta e o veículo de aterragem (*lander*) Philae.

A sonda Rosetta é constituída por uma «caixa» de alumínio com um comprimento de 2,8 metros, uma largura de 2,1 metros e uma altura de 2,0 metros. No lançamento a sonda tinha um peso de 3.000kg, tendo 1.670 kg de propolente e 165 kg de carga científica, enquanto que o pequeno Philae tem um peso de 100 kg. Os seus instrumentos científicos estão alojados na sua parte superior numa zona denominada *Payload Support Module* (PSM) enquanto que os subsistemas do veículo estão localizados na base denominada *Bus Support Module* (BSM). Num dos lados da sonda está localizada uma antena de comunicações com um diâmetro de 2,2 metros que pode ser orientada. O veículo de descida está colocado no lado oposto da localização da antena.

Dois painéis solares estão fixados na sonda. Cada painel tem uma área de 32 m^2 e cada um é composto por cinco painéis mais pequenos. Os dois painéis podem ser rodados 180º para ambos os lados de forma a poder captar o máximo de radiação solar.

Em cima: Três fases das actividades iniciais da montagem do foguetão Ariane-5G+ com a preparação do corpo central do lançador.
Ao lado: Um aspecto do complexo ELA-3 no qual já se encontra o Ariane-5G+ (V158).
Imagens: Arianspace.

Quando se encontrar na vizinhança do cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko os instrumentos científicos da sonda estarão apontados para o cometa, enquanto que a antena de comunicações e os painéis solares irão estar apontados para a Terra e para ao Sol (que a tão grande distância estarão mais ou menos na mesma direcção).

O principal sistema de propulsão da sonda está localizado no centro do veículo. Montado num tubo vertical encontram-se dois tanques de propolente com o tanque superior contendo combustível e o tanque inferior contendo o oxidante. A sonda possuí também 24 motores mais pequenos para controlo de trajectória e atitude. Cada um destes motores pode impulsionar o veículo com uma força de 10 N, que é semelhante ao que uma pessoa sente quando segura um grande saco de maçãs na mão. Cerca de metade do peso no lançamento é referente ao propolente.

O módulo de descida Philae foi fabricado por um consórcio europeu dirigido pelo Instituto de Pesquisa Aeroespacial Alemão (DLR) com outros membros provenientes da Áustria, Finlândia, França, Hungria, Irlanda, Itália e Reino Unido.

O veículo será separado da Rosetta assim que a sonda esteja devidamente alinhada com o cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko. Após a separação as três pernas do módulo serão abertas e iniciará uma descida balística que finalizará uma aterragem suave no cometa. Na aterragem as pernas do módulo irão dissipar muita da energia cinética para reduzir as possibilidades de balancear na superfície. As pernas podem também rodar, elevar-se e inclinarem-se para colocar o veículo numa posição vertical em relação à superfície do cometa. Logo após a aterragem um arpão serão disparado para segurar o veículo na superfície e prevenir assim que se afaste do cometa devido à sua fraca gravidade. A missão na superfície do cometa deverá ter uma duração mínima de 7 dias, podendo no entanto ser prolongada por muitos mais meses.

A estrutura do módulo consiste numa base e uma plataforma de instrumentação, tendo uma forma poligonal. O módulo é construído em fibra de carbono. Alguns dos instrumentos e subsistemas estão localizados por debaixo de uma capa coberta com células solares. Uma antena irá transmitir os dados da superfície do 67P/Churyumov-Gerasimenko para a Terra através da sonda em órbita. O Philae transporta nove experiências com uma massa total de 21 kg. Transporta também um sistema de perfuração para obter amostras do material sobre a superfície.

Os astros travessos

Talvez sejam os cometas os astros mais misteriosos de todo o Sistema Solar – e os mais levados também. Não é seguro tentar prever suas condições de visibilidade e, às vezes, um espectáculo anunciado pode se transformar num grande fiasco. Também não é raro sermos tomados de surpresa e um cometa novo, recém capturado pelo Sol, tornar-se a coqueluche do momento entre os entusiastas.

Em geral os cometas não são grandes. Em cada um deles há um núcleo rochoso irregular com alguns quilómetros de extensão. A fraca gravidade torna fácil o escape dos grãos de poeira que recobrem sua superfície e, quando esses astros se aproximam do Sol, o calor e a radiação aquecem seu núcleo gelado, fazendo surgir um manto de partículas e gases incandescentes, chamado coma. Deformada, é da coma que irá surgir a peculiar cauda de poeira, estendendo-se por milhões de quilómetros no espaço, literalmente.

A longa viagem

Muito além da órbita de Plutão há uma imensa região onde residem silenciosamente talvez uns 100 biliões de pequenos astros congelados. Esses núcleos escuros percorrem vagarosamente longas órbitas em torno de um Sol distante, que dali é apenas um ponto luminoso a mais no firmamento. Essa é uma região de fronteira. Ali começa o meio interestelar, o reino dos outros sóis.

Uma pequena perturbação gravitacional é suficiente para lançar alguns deles definitivamente para longe – ou em direcção ao Sol, num mergulho muitas vezes sem volta. E é assim que eles acabam aparecendo em nosso céu. De sorte que esses astros escuros formam suas caudas luminosas justamente quando se aproximam do astro-rei. Por outro lado, essa sorte pode se transformar em um prenúncio de catástrofe, na remota hipótese, porém plausível, de estarmos no caminho de um deles.

Quando morrem os príncipes

A observação de cometas é tão antiga quanto o registro dos eclipses e funde-se com a própria história da humanidade. Na Antiguidade, era comum associá-los a maus presságios. No ano 44 a.C., por ocasião da morte de César, um cometa brilhante visto em Roma foi acreditado como sendo o fantasma de César. Bem mais recentemente, há 500 anos, logo depois que a frota comandada por Pedro Álvares Cabral partiu do Brasil em direcção às Índias, um cometa de cauda comprida foi visto em pleno Atlântico Sul. Dias depois, um tufão afundou impiedosamente quatro naus de Cabral e as que seguiram viagem encontrariam desafios terríveis.

Exageros à parte, cometas vistos a uma distância segura não trazem infortúnios, a não ser tristeza para aqueles que perdem a ocasião ímpar de contemplá-los. Travessos, esses belos astros parecem se divertir apenas por nos fazer perscrutar os céus por horas a fio à sua procura. São os astrónomos amadores do mundo inteiro os principais responsáveis por novas descobertas. Em seguida, pesquisadores qualificados, muito bem aparelhados, fazem estimativas sobre o seu brilho quando passarem por nós.

Depois, as caóticas ejecções de material de seus núcleos fazem questão de se comportar como querem: promovendo saltos aleatórios de brilho, fazendo-os sumir entre as estrelas mais fracas ou resplandecer com uma luz tão intensa que podem até ser vistos em plena luz do dia. Afinal, eles são os cometas, os astros travessos.

José Roberto de Vasconcelos Costa
Do site Astronomia no Zênite - www.zenite.nu

No total a sonda Rosetta transporta 11 instrumentos científicos:

- **ALICE** (*Ultravilet Imaging Spectrometer*) – analisará os gases na cauda e na cabeleira do cometa, medindo os níveis de produção de água, monóxido de carbono e dióxido de carbono. Irá também fornecer informação acerca da composição da superfície do núcleo.
- **CONSERT** (*Comet Nucleos Sounding Experiment by Radiowave Transmission*) – irá analisar o interior do cometa ao estudar as ondas de rádio que são reflectidas e dispersas pelo núcleo.
- **COSIMA** (*Cometary Secondary Ion Mass Analyser*) – irá analisar as características dos grãos de poeira emitidos pelo cometa, incluindo a sua composição, determinando a sua origem orgânica ou inorgânica.
- **GIADA** (*Grain Impact Analyser and Dust Accumulator*) – medirá o número, massa, momento e distribuição de velocidade dos grãos de poeira que provêm do núcleo e de outras direcções (reflectida pela pressão da radiação solar).
- **MIDAS** (*Micro-Imaging Dust Analysis System*) – estudará o ambiente de poeira em torno dos asteróides e cometa. Irá fornecer informação acerca da população de partículas, tamanho, volume e forma.
- **MIRO** (*Microwave Instrument for the Rosetta Orbiter*) – será utilizado para determinar a abundância dos gases principais, o nível de escape de gases na superfície e a temperatura da subsuperfície do núcleo. Irá também medir a temperatura das subsuperfícies dos asteróides Siwa e Otawara, e procurar por gases em torno dos asteróides.
- **OSIRIS** (*Optical, Spectroscopic and Infrared Remote Imaging System*) – é constituído por uma câmara de grande angular e por uma câmara de pequena angular que irão obter imagens de alta resolução do núcleo do cometa e dos asteróides que serão visitados pela sonda, ajudando a identificar os melhores locais para a aterragem do Philae.
- **ROSINA** (*Rosetta Orbiter Spectrometer for Ion and Neutral Analysis*) – este instrumento contém dois sensores que irão determinar a composição da atmosfera e da ionosfera do cometa, as velocidades das partículas de gás electrificadas e as reacções nas quais tomam parte. Irá também investigar a possível existência de gases nos asteróides.
- **RPC** (*Rosetta Plasma Consortium*) – Este instrumento possui cinco sensores para medir as propriedades físicas do núcleo, examinar a estrutura da cabeleira linear, monitorizar a actividades do cometa e estudar a interacção com o vento solar.
- **RSI** (*Radio Science Investigation*) – Alterações nos sinais de rádio da sonda são utilizados para medir a massa, densidade e gravidade do núcleo, para definir a órbita do cometa, e para estudar a cabeleira interior. ORSI será também utilizado para medir a massa e a densidade do asteróide Siwa e para estudar a coroa solar durante os períodos quando a sonda, tal como é vista desde a Terra, passa por detrás do Sol.
- **VIRTIS** (*Visible and Infrared Thermal Imaging Spectrometer*) – Irá mapear e estudar a natureza dos sólidos e a temperatura na superfície do núcleo. Irá também procurar identificar os gases emitidos pelo cometa, as suas caracterizar as condições físicas da cabeleira e ajudar a identificar os melhores locais de aterragem.

Por seu lado o módulo Philae possui os seguintes instrumentos:

- **APXS** (*Alpha X-ray Spectrometer*) – este aparelho será enterrado a uma profundidade de 0,04 metros no solo do cometa para tentar detectar partículas alfa e raios-x que fornecerão informação acerca da composição elementar da sua superfície.
- **ÇIVA** – constituído por seis micro-câmaras para obterem imagens panorâmicas da superfície. Um espectrómetro irá estudar a composição, textura e albedo (reflectividade) das amostras recolhidas na superfície.
- **CONSERT** (*Comet Nucleus Sounding Experiment by Radiowave Transmission*) – irá sondar a estrutura interna do núcleo. As ondas de rádio emitidas pelo CONSERT na Rosetta irão viajar através do núcleo e serão devolvidas por um repetidor no Philae.
- **COSAC** (*Cometary Sampling and Composition experiment*) – é um dos dois analisadores de gás da missão que procurará detectar moléculas orgânicas complexas desde as suas formas elementares e complexas.
- **MODULUS PTOLEMY** – é um analisador de gases avançado que irá obter medidas precisas dos isótopos dos elementos leves.
- **MUPUS** (*Multi-Purpose Sensors for Surface and Subsurface Science*) – irá utilizar sensores localizados na âncora do módulo Philae, na própria sonda e no exterior para medir a densidade e propriedades térmicas e mecânicas da superfície.
- **ROLIS** (*Rosetta Lander Imaging System*) – é uma câmara CCD que irá obter imagens de alta-resolução durante a descida e imagens panorâmicas em estéreo de áreas analisadas por outros instrumentos.
- **ROMAP** (*Rosetta Lander Magnetometer and Plasma Monitor*) – é um magnetómetro e monitor de plasma que irá estudar o campo magnético local e a interacção entre o cometa e o vento solar.

- **SD2** (*Sample and Distribution Device*) – Irá perfurar o solo a uma profundidade de 0,2 metros para recolher amostras e colocá-las em diferentes dispositivos para inspecção microscópica.
- **SESAME** (*Surface Electrical, Seismic and Acoustic Monitoring Experiments*) – são três instrumentos que irão medir as propriedades das camadas exteriores do cometa. A *Cometary Acoustic Sounding Surface Experiment* irá medir a maneira em como as ondas sonoras viajam através da superfície. A *Permittivity Probe* irá investigar as características eléctricas e o *Dust Impact Monitor* irá medir a quantidade de poeiras que caiem de volta na superfície.

Bilhar cósmico

A expressão "bilhar cósmico", tão vulgarmente utilizada para as sondas Pioneer e Voyager, pode ser aplicada ao passeio que a Rosetta irá realizar pelo Sistema Solar. Infelizmente não existe na frota actual de lançador um veículo suficientemente potente para lançar a Rosetta directamente para o cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko, obrigando os engenheiros da ESA a planear um passeio de quase dez anos que irá passar por zonas distintas do nosso jardim cósmico.

O Ariane-5G+ (V158) colocado na plataforma de lançamento ELA-3. Nesta imagem é visível a estrutura do sistema de isolamento térmico do estágio principal do lançador. Um destes cobertores acabou por se soltar já na plataforma de lançamento obrigando a um adiamento da missão. Imagem: Arianespace.

Após o lançamento a Rosetta foi inserida numa órbita preliminar antes de ser propulsionada para o interior do Sistema Solar. A primeira fase da missão verá a sonda a afastar-se da Terra numa longa órbita que a fará regressar à vizinhança do nosso planeta em Março de 2005. Nesta fase a sonda irá permanecer activa e poderá observar a Terra durante a fase de maior aproximação (com uma distância mínima de 300 km e uma distância máxima de 14.000 km). As operações que a sonda irá levar envolvem principalmente a detecção, determinação orbital e verificação dos seus instrumentos. As manobras de correcção orbital irão ter lugar antes e após a máxima aproximação.

Após a primeira visita à Terra a Rosetta irá viajar em direcção a Marte onde deverá chegar em Fevereiro de 2007. Sobrevoando o planeta vermelho a uma distância de 200 km, a Rosetta irá levar a cabo algumas observações científicas. Durante a viagem junto ao deus da guerra deverá ter lugar um eclipse da Terra por Marte durante 37 minutos o que causará uma interrupção das comunicações.

Após a visita a Marte a sonda irá dirigir-se novamente para a Terra onde chegará em Novembro de 2007 e depois uma terceira vez em Novembro de 2009.

A Rosetta irá também visitar a Cintura de Asteróides, entrando num modo passivo a caminho deste. Os asteróides serão observados a uma distância de milhares de quilómetros e os dados obtidos serão transmitidos para o nosso planeta após a passagem por Siwa e Otawara.

Entre Maio de 2011 e Janeiro de 2014 a sonda irá entrar num período de hibernação após uma grande manobra no espaço profundo. Durante este período a Rosetta irá atingir a sua máxima distância do Sol (800 milhões de quilómetros) e da Terra (1.000 milhões de quilómetros).

A Rosetta irá chegar à vizinhança do cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko em Maio de 2014. Nesta altura os motores da sonda irão proceder à sua travagem para que o veículo fique colocado numa órbita semelhante à do seu alvo. Durante os seguintes seis meses ir-se-á aproximar do seu núcleo até que se encontre a uns escassos quilómetros. A Rosetta irá então acompanhar o 67P/Churyumov-Gerasimenko durante a sua viagem em direcção ao Sol.

A odisseia da Rosetta será composta de longos períodos de inactividade, pontuados por relativamente curtos períodos de intensa actividade tais como serão as passagens por Marte, pela Terra e pelos asteróides. Um dos grandes desafios desta missão é assegurar que a sonda sobreviva aos perigos da viagem pelo espaço profundo durante mais de dez anos.

Para a maior parte da sua viagem, a sonda será colocada em hibernação para limitar assim o consumo de energia e combustível, e para minimizar os custos de operação.

Lançamento da Rosetta/Philae

A sonda Rosetta foi colocada no seu lançador no dia 16 de Fevereiro de 2004 durante a fase de processamento levada a cabo no interior do edifício de montagem final no Centro Espacial de Kourou, Guiana Francesa. As operações de montagem do foguetão lançador Ariane-5G+ tiveram início a 19 de Janeiro com o estágio superior a ser acoplado no dia 21 de Janeiro. O abastecimento da sonda com os seus propolentes foi levado a cabo nos dias 27 e 28 de Janeiro. No dia 10 de Fevereiro o lançador foi transportado desde o edifício de integração para o edifício de montagem final. O transporte para a plataforma de lançamento ELA-3 teve lugar no dia 24 de Fevereiro. Nesta altura o lançamento estava marcado para as 0736:49UTC do dia 26 de Fevereiro, sendo no entanto adiado por 24 horas (para as 0736:50UTC) devido às más condições atmosféricas em Kourou. O lançamento seria novamente adiado devido a um problema técnico com o Ariane-5G+ quando se verificou que uma pequena parte do isolamento térmico do lançador se soltou. O lançamento seria adiado para o dia 2 de Março, havendo a necessidade de transportar o lançador para o edifício de montagem final onde foi levada a cabo a sua reparação. O foguetão Ariane-5G+ acabou por ser novamente transportado para a plataforma de lançamento ELA-3 no dia 1 de Março.

Após longos meses de espera finalmente às 0717:51,3 UTC do dia 2 de Março de 2004, a sonda Rosetta era lançada para a sua longa viagem até ao cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko onde chegará em Maio de 2014. Imagem: Arianespace.

Às 0711UTC (T-6m 30s) do dia 2 de Março, tinha inicio a sequência sincronizada de lançamento. A partir deste ponto a contagem decrescente é controlada por dois computadores, estando um localizado a bordo do Ariane e o segundo no complexo de lançamento.

A pressurização dos tanques criogénicos do lançador teve início às 0713:44UTC (T-4m) e às 0714:44UTC (T-3m) a hora exacta do lançamento era introduzida no principal sistema de controlo informático. Por esta altura a pressão no interior dos tanques criogénicos era a necessária para o lançamento.

Às 0715:44UTC (T-2m) eram abertas as válvulas do motor Vulcain-1 do primeiro estágio, encerrando-se as válvulas que permitiram o arrefecimento do mesmo motor.

A T-37s (0717:11UTC) deu-se início à sequência automática de ignição e o sistema de supressão por água foi activado na plataforma de lançamento às 0717:18UTC (T-30s). Este sistema inunda por completo a base da plataforma de lançamento reduzindo os efeitos nocivos das ondas de choque provocadas pela ignição dos motores do Ariane-5G+.

Às 0717:26UTC (T-22s) o controlo dos segundos finais da contagem decrescente passou para o computador de bordo do Ariane e às 0717:32UTC (T-18s) foi iniciado arrefecimento do sistema de hidrogénio líquido no interior do motor Vulcain-1. A T-6s (0717:38UTC) entrou em funcionamento o sistema de eliminação de hidrogénio residual na base do motor do Ariane-5 que tem por objectivo queimar o hidrogénio residual que eventualmente se possa ter libertado para a plataforma de lançamento.

A T-3s (0717:41UTC) os dois sistemas de orientação inercial entram em modo de voo e a ignição do motor Vulcain teve lugar às 0717:44UTC (T=0s). Entre os T+4s (0717:48UTC) e os T+7s (0717:51UTC) é levado a cabo uma verificação dos parâmetros de funcionamento do motor e como não foi verificado qualquer problema deu-se a ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido às 0717:51UTC (T+7s), com o veículo a abandonar a plataforma às 0717:51,3UTC (T+7,3s).

Após abandonar a plataforma o lançador executou uma manobra de rotação e translação, colocando-se numa trajectória em direcção a Este sobre o Oceano Atlântico.

Durante a fase inicial do lançamento os dois propulsores laterais de combustível sólido fornecem 90% da força que eleva o veículo. A separação destes dois propulsores teve lugar às 0720:17UTC (T+2m 30s) após o final da sua queima, caindo no Oceano Atlântico.

A separação da ogiva de protecção do lançador separou-se às 0720:59UTC (T+3m 15s). A separação da ogiva de protecção é levada a cabo pela ignição de dois dispositivos pirotécnicos que dividem a ogiva em duas metades. A ignição dos dispositivos origina uma força que faz com que as duas partes da ogiva se afastem do lançador. Nesta altura o lançador encontrava-se a uma altitude de 108 km e viajava a uma velocidade de 2,3 km/s.

Às 0721:44UTC (T+4m) o veículo encontrava-se a uma altitude de 131 km e viajava a uma velocidade de 2,6 km/s. A partir das 0723:59UTC (T+6m 15s) o lançador deixou de ganhar altitude, aumento assim a sua velocidade. Nesta fase o veículo encontrava-se a uma altitude de 158 km e viajava a uma velocidade de 3,4 km/s.

O Ariane começou novamente a ganhar altitude às 0727:14UTC (T+9m 30s), encontrando-se a uma altitude de 158 km e a uma velocidade de 7,5 km/s.

O final da queima do motor Vulcain-1 teve lugar às 0728:14UTC (T+10m 30s), dando-se a separação do estágio logo de seguida. Este primeiro estágio entrou numa trajectória suborbital reentrando na atmosfera terrestre sobre o Oceano Pacífico. Após a separação do primeiro estágio o estágio superior do lançador contendo a sonda Rosetta, entrou num arco balístico durante 90 minutos viajando até uma altitude de 3.800 km antes de iniciar uma descida. Às 0910:44UTC (T+1h 53m 00s) o conjunto encontrava-se a uma altitude de 1.000 km e a uma velocidade de 7,2 km/s.

Às 0914:29UTC (T+1h 56m 45s), e a uma altitude de cerca de 650 km, o motor do estágio superior entrou em ignição. Esta ignição teve uma duração de 17 minutos fazendo com o estágio passasse a 225 km da superfície terrestre. Às 0914:44UTC (T+1h 58m) o conjunto encontrava-se a uma altitude de 540 km e a uma velocidade de 7,8 km/s.

A queima deste estágio era finalizada às 0931:26UTC (T+1h 13m 42s) iniciando-se um procedimento de orientação de atitude antes da separação da Rosetta que teria lugar às 0932:44UTC (T+2h 15m).

13 de Março – Atlas-IIIA (AC-202)

MBSat

Lançamento orbital n.º 4.317
Lançamento E.U.A. n.º 1.283 (29,720%)
Lançamento Cabo Canaveral n.º 672 (15,566%)

A 13 de Março de 2004 um venerável foguetão Atlas-IIIA colocou em órbita um satélite de comunicações para servir o Japão e a Coreia do Sul. Esta missão constituiu o 581º lançamento de um foguetão Atlas desde 1957, sendo também o 170º lançamento de um estágio Centaur, o 147º lançamento de um estágio Centaur num foguetão Atlas (o Centaur é também utilizado nos foguetões Titan), o 5º voo de um foguetão da série Atlas-3 desde 2000, o 2º voo de um foguetão Atlas-IIIA, o 8º voo de um motor RD-180 de fabrico russo (que é utilizado nos lançadores Atlas-3 e Atlas-5), a 2ª missão de um Atlas em 2004 e o 70º lançamento com sucesso de um foguetão Atlas desde 1993.

O satélite MBSat será utilizado para distribuir serviços de informação multimédia digital tais como áudio, vídeo MPEG-4 e dados para utilizadores móveis no Japão (*MBCO Mobile Broadcasting Corporation*, Tóquio) e na Coreia do Sul (*SK Television*, Seul). O satélite foi construído pela *Space Systems/Loral* , Palo Alto – Califórnia, e é baseado no modelo SS/L-1300. O satélite providencia assim ligações de transmissão em banda-Ku e de retransmissão em banda-Ku e banda-S, estando colocado a 144º de longitude Este.

Atlas-IIIA

O Atlas-IIIA é um lançador a dois estágios capaz de colocar cargas de 4.055 kg em órbitas de transferência para a órbita geossíncrona.

O estágio Atlas tem um diâmetro de 3,05 metros e um comprimento de 29,00 metros. Os tanques de combustível são construídos com aço inoxidável altamente resistente à corrosão e as suas paredes são extremamente finas. O tanque de RP-1 e o tanque de LOX estão separados por uma secção elipsoidal intermédia. A integridade estrutural é mantida em voo pelo sistema de pressurização e no solo pela pressão interna do próprio tanque ou então pela aplicação de forças mecânicas. O Atlas utiliza o sistema de aviónicos do estágio superior Centaur para orientação, controlo de voo e sequenciamento de funções.

A propulsão do Atlas é fornecida pelo motor RD-180 desenvolvido pela *NPO Energomash*, Khimky, Rússia. O RD-180 deriva do motor RD-170 (utilizado nos lançadores 11K25 Energiya e 11K25 Energiya-M) é possui duas câmaras de combustão. Utiliza a alta performance, operacionalidade e características de reutilização do RD-170, de forma a cumprir as exigências de propulsão dos lançadores americanos. O RD-180 é uma unidade total de propulsão com dispositivos

hidráulicos para controlo da actuação das válvulas do motor e da orientação vectorial da direcção da força de propulsão. Como propolentes utiliza querosene e LOX, sendo capaz de desenvolver no vácuo 423.050 kgf com um Ies de 338 s e Ies-nm de 311 s, tendo um tempo de queima de 150 s. O motor tem uma massa de 5.393 kg, um diâmetro de 3,2 metros, uma altura de 3,8 metros e atinge uma pressão na câmara de combustão de 257,00 bar.

O adaptador inter estágio em alumínio faz a ligação física do Atlas com o estágio superior Centaur e ambos são separados em voo por uma carga localizada no anel dianteiro do adaptador. O estágio superior Centaur tem um diâmetro de 3,05 metros e um comprimento de 10,1 metros. Utiliza propolentes de alta energia (LOX e LH_2) separados por uma antepara intermédia de dupla parede. Os tanques de combustível são construídos em aço inoxidável resistente à corrosão e possuem paredes muito finas. A pressurização dos tanques é mantida por pressão interna ou por aplicação de forças mecânicas.

O Centaur utiliza dois motores RL10A-4-1B com tubeiras extensíveis e é fabricado pela *Pratt & Whitney*. Os motores podem ser reactivados e são capazes de múltiplas ignições no espaço. Atinge uma força no vácuo de 10.110 kgf, tendo um tempo de queima de 740 s e um Ies de 451 s. Tendo um diâmetro de 1,5 metros, pesa 167 kg e possui uma câmara de combustão.

A carga a transportar está localizada no topo do estágio Centaur e para este lançamento estava protegida por uma ogiva com um diâmetro de 4,2 metros.

O estágio Atlas, o estágio Centaur e os seus componentes são construídos pela *Lockheed Martin Space Systems Company, Astronautics Operations*, em Denver – Colorado; San Diego – Califórnia e Harlingen – Texas. Os estágios são depois transportados desde Denver para o Cabo Canaveral, onde se realiza a integração e verificação final no Complexo de Lançamentos n.º 36.

Lançamento	Data	Veículo	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Satélite
2000-028	20-Mai-00	AC-201	Cabo Canaveral	SLC-36B	Eutelsat W4 (26369 2000-028A)
2004-007	03-Mar-04	AC-202	Cabo Canaveral	SLC-36B	MBSat (28184 2004-007A)

Lançamento da missão AC-202

As operações para colocar em órbita o satélite MBSat foram precedidas por condições atmosféricas muito raras no Cabo Canaveral e que permitiram aos meteorologistas anunciar 100% de probabilidades de ocorrência de óptimas condições para o lançamento com quatro dias de antecedência. O lançamento que estava originalmente agendado para ter lugar entre as 0541UTC e as 0711UTC do dia 12 de Março, acabou por ser adiado a 10 de Março por razões que se prendiam com problemas com a seguradora do MBSat. Esta situação ameaçou adiar o lançamento até ao Verão de 2004, mas no entanto tudo acabou por ser devidamente negociado e no dia 11 de Março a *Space Systems/Loral* anunciava que o lançamento teria lugar a 13 de Março.

A contagem decrescente final teve início às 0225UTC (T-150m) com o anúncio "*Man Stations for Integrated Launch Operations*". A contagem decrescente foi controlada a partir do *Complex 36 Blockhouse* onde se encontrava o Condutor do Lançamento da *Lockheed Martin*, Edward Christensen, juntamente com uma equipa de 120 membros que supervisionavam todos os aspectos do lançamento. O *Complex 36 Blockhouse* serve de centro de controlo durante a contagem decrescente e lançamento. A equipa de direcção e o Director de Lançamento da *Lockheed Martin*, Adrian Laffitte, encontravam-se no denominado *Atlas Spaceflight Operations Center* (ASOC) localizado na zona Norte da estação da Força Aérea de Cabo Canaveral.

Às 0228UTC o condutor do lançamento consultou os vários grupos da equipa de lançamento e verificou que não existiam quaisquer problemas dando assim luz verde para a retracção da torre de serviço móvel da plataforma SLC-36B que teve início às 0240UTC. Nesta fase da contagem decrescente foram também iniciadas as preparações finais do sistema de controlo ambiental e do sistema de monitorização e detecção de gases na plataforma. Entretanto foi realizado um teste do sistema de comunicações em banda-C do lançador que é utilizado para seguir a trajectória do veículo no lançamento.

Às 0305UTC era finalizado o teste do computador de orientação incluído na unidade de navegação por inércia. O alinhamento desta unidade era realizado logo de seguida. Em preparação para o abastecimento do lançador, eram estabelecidas nesta altura zonas de segurança no Cabo Canaveral em torno da plataforma onde o Atlas-3B se encontrava.

A contagem decrescente entrava na sua primeira paragem às 0310UTC (T-105m). Esta paragem teve uma duração de 30 minutos. No total existiram 45 minutos de suspensão em toda a contagem decrescente. Este tempo permite aos controladores uma oportunidade para resolverem qualquer problema que entretanto possa haver surgido ou retomar alguma actividade que se tenha atrasado no decorrer das operações.

A Força Aérea anunciava a existência de um período COLA (*COLlision Avoidance*) entre as 0605:56UTC e as 0611:37UTC (de notar que a janela de lançamento abria às 0540UTC e encerrava às 0710UTC). Os períodos COLA são

estabelecidos para que um determinado foguetão não seja lançado numa trajectória que o coloque perto de um determinado objecto já em órbita terrestre.

A contagem decrescente foi retomada às 0340UTC (T-105m) após os membros da equipa de lançamento terem sido consultados individualmente pelo condutor do lançamento e de este ter dado a sua aprovação para o início das operações de abastecimento do lançador. Após se verificar que a área em torno da plataforma de lançamento se encontrava livre de qualquer pessoal, procedeu-se então às operações de arrefecimento das condutas de oxigénio líquido. Basicamente esta operação permite que uma pequena quantidade de oxigénio líquido seja introduzida nas condutas de abastecimento e no próprio lançador fazendo assim um acondicionamento térmico do sistema antes do abastecimento propriamente dito. O arrefecimento terminou às 0352UTC, iniciando-se então o abastecimento do estágio superior Centaur.

O alinhamento final do computador da unidade de navegação inercial terminou às 0359UTC e iniciaram-se os preparativos finais do sistema de controlo de voo.

Às 0404UTC iniciava-se o arrefecimento das condutas de hidrogénio líquido na plataforma SLC-36B em preparação para o abastecimento. Nesta fase procedia-se também à selagem da porta de acesso ao *Complex 36 Blockhouse*. De notar que o *Complex 36 Blockhouse* se encontra a pouco mais de 425 metros da plataforma de lançamento.36B.

O tanque de oxigénio líquido atingia os 95% da sua capacidade às 0409UTC mantendo-se por alguns minutos até que atingia a sua capacidade total (0417UTC). Durante o resto da contagem decrescente o tanque foi constantemente abastecido devido à natureza criogénica do oxigénio líquido a -183,33ºC. Terminada esta fase de abastecimento do estágio Centaur, era dada a luz verde para o abastecimento de oxigénio líquido do estágio Atlas às 0411UTC. Enquanto procedia o abastecimento de oxigénio líquido ao estágio Atlas, era finalizado o arrefecimento das condutas de hidrogénio líquido e dada a luz verde para o abastecimento do estágio Centaur que se iniciava de seguida.

O motor do estágio Centaur era termicamente acondicionado às 0435UTC com a introdução de hélio gasoso. O tanque de oxigénio líquido do estágio Atlas atingia o seu nível de voo às 0459UTC enquanto que o tanque de hidrogénio líquido do estágio Centaur atingia o seu nível de voo às 0451UTC.

Às 0540UTC do dia 13 de Março de 2004 era lançada desde Cabo Canaveral a segunda missão de um foguetão Atlas-3A que acabaria por colocar em órbita o satélite de comunicações MBSat. Imagem: ILS.

Às 0453UTC era levado a cabo um teste do *Flight Termination System* que seria utilizado para destruir o lançador caso algo corresse mal nos minutos iniciais do lançamento.

Com a contagem decrescente a decorrer sem qualquer problema, entrava-se na sua última paragem às 0520UTC (T-5m). Esta suspensão teve uma duração de 15 minutos. Às 0531UTC o satélite MBSat começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia.

Às 0532UTC o condutor do lançamento consultava todos os membros da sua equipa que lhe afirmaram a prontidão para prosseguir com a contagem decrescente. O director de lançamento dava a sua luz verde para o retomar da contagem decrescente às 0532UTC e esta era retomada às 0535UTC.

Os sistemas pneumáticos do estágio Centaur eram preparados às 0535UTC (T-4m 30s) e às 0536UTC (T-3m 20s) o *Flight Termination System* iniciava a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia. Às 0537UTC (T-3m) o querosene RP-1 (querosene altamente refinado que havia sido introduzido no estágio Atlas nos dias anteriores à contagem decrescente) era permitido fluir para o motor RD-180 para o acondicionar antes da ignição. Entretanto procedia-se também à preparação do sistema de supressão acústica utilizando água sobre a plataforma de lançamento. A quando da ignição milhões de litros de água são libertados inundando a base da plataforma de lançamento e eliminando os efeitos nocivos das ondas acústicas produzidas na ignição.

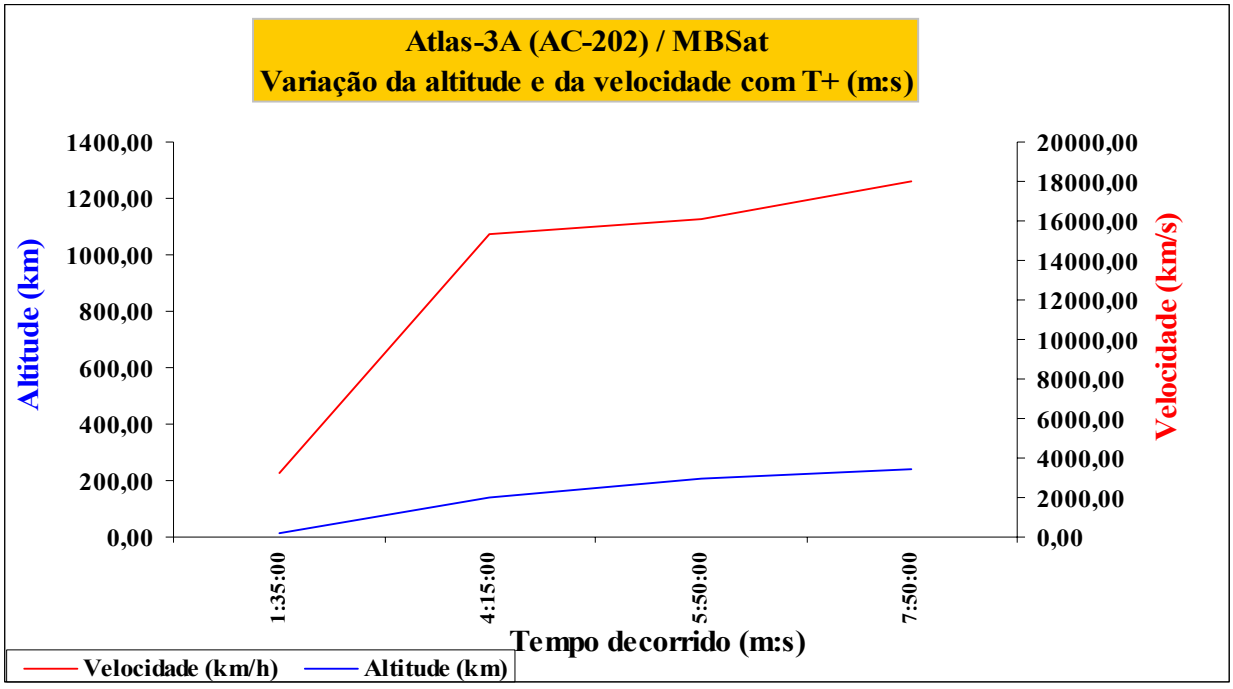
A pressurização dos dois estágios do lançador tinha lugar às 0537UTC (T-2m 15s) e às 0538UTC (T-2m) o lançador começava a utilizar as suas baterias internas para o

fornecimento de energia. Nesta fase o *Flight Termination System* era também armado para o lançamento.

A T-1m 30s (0538UTC) a unidade inercial de navegação era preparada para o lançamento. A sequência de lançamento tinha início a T-31s (0539UTC) e a ignição ocorria a T-2,73s, com o motor do estágio Atlas a aumentar a sua potência até 74%. Nesta fase eram verificados oito parâmetros de funcionamento no motor pelo computador de bordo do lançador e como não foram detectados problemas o lançamento tinha lugar a T=0s (0540UTC).

Nos segundos iniciais do lançamento o motor RD-180 aumentava a sua potência para 92%, diminuindo para 66,6% enquanto atravessava a zona mais densa da atmosfera terrestre. A potência do motor era aumentada (0541UTC – T-1m 10s) para 87% após ultrapassar a barreira do som. A T+1m 35s (0541UTC) o lançador encontrava-se a uma altitude de 13,52km, a 8,05 km do Cabo Canaveral e a viajar a uma velocidade de 3.218,6 km/h.

O final da queima do estágio Atlas tinha lugar às 543UTC (T+3m 9s), separando-se do estágio Centaur logo de seguida e caindo no Oceano Atlântico. A ignição do estágio Centaur tinha lugar a T+3m 20s (0543UTC). A separação da ogiva de protecção do satélite MBSat tinha lugar às 0543UTC (T+3m 33s).



Às 0552UTC (T+12m 30s) o lançador atingia a velocidade orbital e o final da primeira queima do estágio Centaur (MECO 1) tinha lugar a T+12m 42s (0552UTC). O conjunto Centaur AC-202/MBSat encontrava-se numa órbita preliminar com um perigeu de 144,68 km de altitude e um apogeu de 816,56 km de altitude, tendo permanecido nesta órbita por 10 minutos. Verificando-se que a pressão no interior dos tanques era a ideal e que a voltagem das baterias era normal, procedeu-se à segunda ignição do Centaur às 0602UTC (T+22m 59s). Esta ignição de 3 minutos colocou o conjunto numa órbita de transferência para a órbita geostacionária. A segunda queima terminou às 0606UTC (T+26m 4s).

Após o final da sua segunda queima o estágio Centaur procedeu à sua reorientação para permitir a separação do satélite MBSat que teve lugar às 0608UTC (T+28m 42s). O MBSat acabou por ficar colocado numa órbita muito acima do que havia sido previsto o que permite ao satélite conservar o seu combustível de manobra. O MBSat ficou colocado numa órbita com um apogeu de 31.231,36 km de altitude (previa-se uma altitude de entre 28.605,31 km e 31.233,29 km), um perigeu de 144,68 km de altitude (previa-se um perigeu de 157,71 km) e uma inclinação orbital de 24,8º em relação ao equador terrestre (previa-se uma inclinação de entre 23,43º e 26,6º). Os primeiros contactos com o satélite forem estabelecidos às 0612UTC.

No dia 29 de Março o satélite MBSat procederia à abertura da sua antena reflectora com um diâmetro de 12 metros. Esta antena é um componente importante do veículo em órbita permitindo-lhe reflectir a frequência de rádio de banda-S e fazendo a sua focagem no solo. Esta antena foi construída pela *AstroMesh* da *Northrop Grumman Corporation*.

Após entrar em órbita terrestre o satélite MBSat recebeu a Designação Internacional 2004-007A e o número de catálogo orbital 28184. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

15 de Março – 8K82KM Proton-M Breeze-M (535-03/88507)

W3A

Lançamento orbital n.º 4.318
Lançamento Rússia n.º 2.706 (62,668%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.129 (26,146%)

O primeiro Proton de 2004 foi lançado a 15 de Março, colocando em órbita o satélite de comunicações europeu W3A para a Eutelsat. O lançamento foi levado a cabo pela *International Launch Services* (ILS) e utilizou a versão mais recente deste venerável lançador.

O satélite W3A foi colocado numa órbita geostacionária a 7º longitude Este. Para além de aumentar a cobertura da Europa providenciada pelo satélite Eutelsat-W3 e aumentar esse mesma cobertura para a África sub-sahariana, o W3A introduz tecnologias inovadoras tais como o processamento Skyplex e frequências em banda-Ka.

A zona de localização em órbita do W3A é uma das mais importantes e longas a partir da qual a companhia serve a Europa, África e o Médio Oriente. De forma a optimizar o seu potencial, a Eutelsat irá colocar um conjunto de tecnologias e zonas de cobertura com o W3A que permitem ao satélite executar todas as funções do satélite Eutelsat-W3, além de criarem novas oportunidades substanciais para a expansão dos serviços.

Ao combinar as frequências em banda-Kh e banda-Ka bem como o processamento Skyplex, o W3A é o maior satélite alguma vez colocado em órbita para a Eutelsat. O satélite possui 58 repetidores, dos quais 50 podem ser operados simultaneamente. Estes repetidores estão divididos em quatro missões:

- 35 repetidores em banda-Ku para a Europa, Médio Oriente e Norte de África, que irão assumir os serviços que eram levados a cabo pelo Eutelsat-W3. Esta capacidade pode também ser utilizada em conjunto com o processamento Skyplex que permite a combinação a bordo do satélite de sinais digitais emitidos separadamente. Cerca de 11 dos 35 repetidores podem ser ligados a ligações para os clientes em banda larga para a Europa, Norte de África e Médio Oriente, ou através de um canal de alta potência optimizado para o Sudeste da Europa e Turquia, chegando à Etiópia e Somália.
- Até cerca de 12 novos repetidores em banda-Ku para servir a Europa, Médio Oriente e Norte de África que providenciam uma capacidade adicional para serviços e banda larga e que pode ser utilizado com o processador Skyplex.
- Até cerca de 8 repetidores para comunicações em ambos os sentidos entre a Europa e a África. Destes repetidores 6 são para ligações entre a Europa e a África e os restantes 2 repetidores são ligações de retorno entre África e a Europa.
- Até 3 repetidores em banda-Ku para telecomunicações regionais com possível acesso através do Skyplex.

O W3A foi construído pela EADS Astrium e é baseado no modelo Eurostar E3000. O satélite tem um comprimento de 2,4 metros, uma altura de 5,8 metros e uma largura de 2,9 metros, tendo um comprimento de 35,0 metros com os painéis solares abertos. O seu peso no lançamento era de 4.250 kg. Espera-se que o W3A permaneça em serviço por mais de 15 anos.

Proton-M, evolução

Tal como o 8K82K Proton-K, o 8K82M Proton-M é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Breeze-M ou então utilizar os usuais estágios Block-DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Breeze-M, construído também pela empresa Khrunichev, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Block DM construídos pela RKK Energiya.

O 8K82M Proton-K Breeze-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, tal como o Breeze-M.

O primeiro estágio Proton KM-1 tem um peso bruto de 450.400 kg, pesando 31.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.074.000 kgf no vácuo, tendo um Ies de 317 s (o seu Ies-nm é de 285 s) e um Tq de 108 s. Este estágio tem um comprimento de 21,0 metros e um diâmetro de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (14D14) e cada um tem um peso de 1.300 kg e desenvolvem 178.000 kgf (em vácuo), tem um Ies de 317 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 108 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo e terceiro estágios são semelhantes aos utilizados no lançador 8K82K Proton-K.

O quarto estágio, Breeze-M, tem um peso bruto de 22.170 kg e uma massa de 2.370 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 2.000 kgf, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 3.000 s. Tem um diâmetro de 2,5 metros, uma envergadura de 1,1 metros e um comprimento de 2,6 metros. Está equipado com um motor S5.98M (também designado 14D30). O S5.98M tem um peso de 95 kg e desenvolve 2.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 326 s e um Tq de 3.200 s. O motor tem uma consome N_2O_4/UDMH.

O primeiro lançamento do 8K82M Proton-M Breeze-M teve lugar a 5 de Julho de 1999, quando o veículo 389-01 tentou colocou em órbita o satélite de comunicações Gran' n.º 45 (1999-F02), a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R). O primeiro lançamento com sucesso teve lugar a 6 de Junho de 2000 (0259:00UTC) quando o veículo 392-01 colocou em órbita o satélite de comunicações Gorizont-31 (26372 2000-29A) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R).

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
7-Abr-01	2001-014	535-01 / 88503	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Ekran-M 18 (26736 2001-014A)
29-Dez-02	2002-062	535-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Nimiq-2 (27632 2002-062A)
15-Mar-04	2004-008	535-03 / 88507	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	W3A (28187 2004-008A)

Lançamento do W3A

O foguetão 8K82M Proton-M Breeze-M (535-03/88507) foi colocado na plataforma de lançamento PU-24 do Complexo LC81 de GIK-5 Baikonur no dia 12 de Março. O transporte do lançador é feito por uma locomotiva que puxa o foguetão na posição horizontal. Após a chagada à plataforma de lançamento, um sistema pneumático eleva o lançador para a posição vertical na plataforma.

O lançamento teve lugar às 2306UTC com o Proton-M a elevar-se no amanhecer de Baikonur. O foguetão atingiu a zona de máxima pressão dinâmica às 2307UTC. O final da queima do primeiro estágio e a sua separação do segundo estágio teve lugar às 2308UTC, com o segundo estágio a entrar em ignição logo de seguida. O segundo estágio terminou a sua queima às 2311UTC, separando-se do terceiro estágio. A ogiva de protecção do satélite separou-se do lançador às 2311UTC e a queima do terceiro estágio terminou às 2315UTC, dando-se a sua separação do estágio Breeze-M logo de seguida.

O majestoso 8K82M Proton-M Beeze-M (535-03/88507) eleva-se sobre a plataforma PU-24 do complexo LC81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur no dia 15 de Março de 2004. Imagem: ILS.

A primeira queima do Breze-M iniciou-se às 2317UTC e terminou às 2324UTC, atingindo-se uma órbita preliminar circular a uma altitude de 182,7 km. A segunda ignição do Breeze-M teve lugar às 0014UTC do dia 16 de Março e finalizou às 0030UTC. A terceira queima teve lugar às 0235UTC e finalizou às 0246UTC. Após esta queima deu-se a separação dos tanques auxiliares de combustível do estágio Breeze-M. A quarta queima do Breeze-M tem lugar às 0248UTC e termina às 0252UTC. Finalmente a quinta e última queima do Breeze-M tem lugar às 0758UTC e termina às 0805UTC.

A separação do W3A tem lugar às 0816UTC e o satélite fica colocado numa órbita com um apogeu de 35.747,38 km de altitude, um perigeu 3.981,41 km de altitude e uma inclinação de 12,99º em relação ao equador terrestre.

Após entrar em órbita terrestre o satélite W3A recebeu a Designação Internacional 2004-008A e o número de catálogo orbital 28187. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

20 de Março – Delta-2 7925-9.5 (D304)

USA-177 (Navstar-54 GPS 2R-11)

Lançamento orbital n.º 4.319
Lançamento E.U.A. n.º 1.284 (29,729%)
Lançamento Cabo Canaveral n.º 673 (15,582%)

Não deixa de ser interessante comparar o facto de que se em tempos áureos o Homem utilizava as estrelas como faróis no firmamento para sua orientação, na actualidade utilizar as estrelas artificiais que se movem em órbita terrestre para obter dados para essa mesma orientação.

Dos sistemas actualmente em uso, o sistema Navstar dos Estados Unidos e o sistema GLONASS russo, o sistema americano será sem dúvida o mais vulgarmente utilizado tanto por militares como por civis. Enquanto que a concorrência do sistema europeu Galileu não se fizer sentir, o sistema Navstar proporcionará os seus dados de orientação e navegação sobre toda a superfície do globo terrestre.

O Navstar GPS (*Global Positioning System*) é um sistema espacial que emite sinais de rádio permitindo a obtenção de dados relativos ao posicionamento de um dado receptor em qualquer parte da Terra com erros pequenos. O sistema consiste numa constelação de 24 satélites em órbita que enviam em tempo real dados de navegação e dados temporais para os utilizadores do sistema. Para além dos satélites, o sistema consiste numa rede mundial de controlo e de unidades de recepção de sinal GPS que recebem o sinal e o transformam em coordenadas geográficas.

O sistema providencia um serviço permanente e extremamente preciso, com dados de posicionamento tridimensional (latitude, longitude e altitude). A informação é trocada a velocidades extremamente rápidas e os serviços de fornecimento de dados temporais extremamente preciso. No entanto, os dados para utilizadores civis são ligeiramente menos precisos do que os dados fornecidos aos utilizadores militares.

Os satélites Navstar estão localizados em órbitas a uma altitude média de 20.372 km com um período orbital de 12 horas. Os sinais de navegação são emitidos de forma contínua em duas frequências em banda-L. Os sinais ao tão precisos que o tempo pode ser determinado ao milionésimo de segundo, a velocidade pode ser determinada em fracções de quilómetros por hora e a localização pode ser determinada com um erro de escassos metros. A precisão da localização para utilizadores militares é de normalmente de 16 metros enquanto que a precisão para utilizadores civis é de 100 metros.

Ao longo da sua existência existiram quatro gerações de satélites GPS, nomeadamente o Block-1, o Block-2/2A, o Block-2R e o Block-2F:

Navstar Block-1
Os satélites Block-1 foram utilizados para testar os princípios do sistema GPS. As lições aprendidas com os satélites Block-1 serviram para melhorar os veículos posteriores desta série. No total foram colocados em órbita 11 satélites Block-1:

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
Navstar-1	1978-020A	10684	22-Fev-78	23:44:00	Atlas-F (64F)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-2	1978-047A	10893	13-Mai-78	10:34:00	Atlas-F (49F)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-3	1978-093A	11054	07-Out-78	0:28:00	Atlas-F (47F)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-4	1978-112A	11141	11-Dez-78	3:59:00	Atlas-F (39F)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-5	1980-011A	11690	09-Fev-80	23:08:00	Atlas-F (35F)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-6	1980-032A	11783	26-Abr-80	22:00:00	Atlas-F (34F)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-7	1981-F03	-	19-Dez-81	1:10:00	Atlas-E (76E)	Vandenberg AFB, SLC-3E
Navstar-8	1983-072A	14189	14-Jul-83	10:21:00	Atlas-E (75E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
USA-1	1984-059A	15039	13-Jun-84	11:37:00	Atlas-E (42E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
USA-5	1984-097A	12271	08-Set-84	21:41:00	Atlas-E (14E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
USA-10	1985-093A	16129	09-Out-85	2:53:00	Atlas-E (55E)	Vandenberg AFB, SLC-3W

Navstar Block-2/2A

Os actuais satellites Navstar em órbita pertencem á série Block-2/2A. No contracto original de construção dos veículos foram solicitados 28 unidades, das quais as 4 últimas seriam veículos de substituição para outros satélites em final de vida útil:

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
USA-35	1989-013A	19802	14-Fev-89	18:30:00	Delta-6925 (D184)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-38	1989-044A	20061	10-Jun-89	22:30:00	Delta-6925 (D185)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-42	1989-064A	20185	18-Ago-89	5:58:00	Delta-6925 (D186)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-47	1989-085A	20302	21-Out-89	9:31:00	Delta-6925 (D188)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-49	1989-097A	20361	11-Dez-89	18:10:00	Delta-6925 (D190)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-50	1990-008A	20452	24-Jan-90	22:55:00	Delta-6925 (D191)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-54	1990-025A	20533	26-Mar-90	2:45:00	Delta-6925 (D193)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-63	1990-068A	20724	02-Ago-90	5:39:00	Delta-6925 (D197)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-64	1990-088A	20830	01-Out-90	21:56:00	Delta-6925 (D199)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-66	1990-103A	20959	26-Nov-90	21:39:00	Delta-2 7925 (D201)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-71	1991-047A	21552	04-Jul-91	2:32:00	Delta-2 7925 (D206)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-79	1992-009A	21890	23-Fev-92	22:29:00	Delta-2 7925 (D207)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-80	1992-019A	21930	10-Abr-92	3:20:00	Delta-2 7925 (D208)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-83	1992-039A	22014	07-Jul-92	9:20:00	Delta-2 7925 (D211)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-84	1992-058A	22108	09-Set-92	8:57:00	Delta-2 7925 (D214)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-85	1992-079A	22231	22-Nov-92	23:54:00	Delta-2 7925 (D216)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-87	1992-089A	22275	18-Dez-92	22:16:00	Delta-2 7925 (D217)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-88	1993-007A	22446	03-Fev-93	2:55:00	Delta-2 7925 (D218)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-90	1993-017A	22581	30-Mar-93	3:09:00	Delta-2 7925 (D219)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-91	1993-032A	22657	13-Mai-93	0:07:00	Delta-2 7925 (D220)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-92	1993-042A	22700	26-Jun-93	13:27:00	Delta-2 7925 (D221)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-94	1993-054A	22779	30-Ago-93	12:38:00	Delta-2 7925 (D222)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-96	1993-068A	22877	26-Out-93	17:04:00	Delta-2 7925 (D223)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-100	1994-016A	23027	10-Mar-94	3:40:00	Delta-2 7925 (D226)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-117	1996-019A	23833	28-Mar-96	0:21:00	Delta-2 7925 (D234)	Cabo Canaveral, LC-17B
USA-126	1996-041A	23953	16-Jul-96	0:50:00	Delta-2 7925 (D237)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-128	1996-056A	24320	12-Set-96	8:49:00	Delta-2 7925 (D238)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-134	1997-067A	25030	06-Nov-97	0:30:00	Delta-2 7925 (D249)	Cabo Canaveral, LC-17A

Navstar Block-2R

Os satélites Navstar Block-2R (ao lado numa representação artística cedida pela USAF) possuem melhoramentos substanciais em relação às versões anteriores destes satélites, tendo a possibilidade de levar a cabo a determinação de dados entre satélites em órbita. Estes satélites possuem também processadores reprogramáveis que permitem a resolução de problemas e melhoramentos em órbita, aumentando assim a autonomia. O sistema de protecção de radiação foi melhorado.

Além do mais, a série Block-2R tem a possibilidade de poder ser colocado em qualquer uma das órbitas GPS em qualquer altura e com uma antecipação de 60 dias, requerendo menos contactos com o solo para manter a constelação. Todas estas melhorias resultam num aumento da precisão para os utilizadores GPS com custos inferiores em 33% por satélite em relação às gerações anteriores, nomeadamente os Block-2A. Os satélites Block-2R irão substituir os satélites Block-2/2A quando estes atingirem o final das suas vidas úteis.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
GPS-42	1997-F01	-	17-Jan-97	16:28:00	Delta-2 7925 (D241)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-132	1997-035A	24876	23-Jul-97	3:43:00	Delta-2 7925 (D245)	Cabo Canaveral, LC-17A
USA-145	1999-055A	25933	07-Out-99	12:51:01	Delta-2 7925-9,5 (D275)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-150	2000-025A	26360	11-Mai-00	1:48:00	Delta-2 7925-9,5 (D278)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-151	2000-040A	26407	16-Jul-00	9:17:00	Delta-2 7925-9,5 (D279)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-154	2000-071A	26605	10-Nov-00	17:14:02	Delta-2 7925-9,5 (D281)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-156	2001-004A	26690	30-Jan-01	7:55:00	Delta-2 7925-9,5 (D283)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-166	2003-005A	27662	29-Jan-03	18:06:00	Delta-2 7925-9,5 (D295)	Cabo Canaveral, SLC-17B
USA-168	2003-010A	27704	31-Mar-03	22:09:01	Delta-2 7925-9,5 (D297)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-175	2003-058A	28129	21-Dez-03	8:05:00	Delta-2 7925-9,5 (D302)	Cabo Canaveral, SLC-17A
USA-177	2004-009A	28189	20-Mar-04	17:53:00	Delta-2 7925-9,5 (D304)	Cabo Canaveral, SLC-17A

Navstar Block-2F

A quarta geração de satélites GPS é incorporada pelos veículos Block-2F. Estes veículos serão utilizados como veículos de sustentação do sistema. Em relação às séries anteriores, os Block-2F incluem um desenho que lhes permite uma vida útil de 12,7 anos e um aumento considerável da capacidade de carga.

Segundo a Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) o sistema "GPS possui uma performance muito superior a outros sistemas de posicionamento e navegação, com maior precisão e custos inferiores. Actividades como o mapeamento, reabastecimento aéreo, operações de encontro, observação geodésica, e operações de busca e salvamento, têm beneficiado da precisão do sistema."

O sistema GPS de controlo mundial consiste em cinco estações de monitorização e quatro antenas de rastreio. As estações de monitorização utilizam receptores GPS para detectarem de forma passiva os sinais de todos os satélites. A informação proveniente das estações de monitorização é então processada nas estações principais de controlo, operadas pelo Segundo Esquadrão de Operações Espaciais na Base Aérea de Schriever, Colorado, e utilizada para fornecer actualizações precisas através de massagens de navegação. A informação actualizada é enviada para os satélites GPS a partir da *Master Control Station* na Base Aérea de Schriever, através de antenas terrestres utilizando sinais em banda-S. As antenas terrestres são também utilizadas para transmitir comandos para os satélites e para receber os dados enviados por estes.

O Complexo de Lançamentos SLC-17

Localizado no *Cape Canaveral Air Force Station*, Florida, o *Space Launch Complex 17* foi construído pela USAF para o programa de desenvolvimento e pesquisa do IRBM (*Intermediate Range Ballistiv Missile*) Thor. Constituído por duas plataformas 17A e 17B, a sua construção teve início em Abril de 1956.

A USAF ocupou a plataforma 17B de forma parcial em Setembro de 1956, tendo o primeiro lançamento do míssil Thor ocorrido em Janeiro de 1957. A plataforma 17A entrou ao serviço em Abril de 1957 com o seu primeiro lançamento no mês de Agosto seguinte.

No início dos anos 60 a USAF levou a cabo trabalhos de modificação para que o complexo pode-se levar a cabo lançamentos de veículos derivados do míssil Thor. Entre Janeiro de 1960 e Dezembro de 1965, foram levadas a cabo 35 missões Delta a partir do SLC-17. Entretanto na Primavera de 1965 a USAF havia já transferido as instalações do SLC-17 e outras instalações relacionadas com o programa Thor para a NASA, após concluir que as instalações não teriam mais utilização militar. Porém, após o desastre com o vaivém espacial OV-099 Challenger a 28 de Janeiro de 1986, os serviços de lançamentos comerciais e militares voltaram-se de novo para os foguetões descartáveis. Acompanhando esta tendência, a Boeing desenvolveu uma nova geração de foguetões, o Delta-2, para suportar as necessidades crescentes dos militares e dos clientes civis.

Eventualmente a USAF transferiu todos os seus satélites Navstar GPS que seriam colocados em órbita pelos vaivéns espaciais, para os foguetões Delta-2. Os clientes civis também começaram a assinar contratos de lançamento no Delta-2.

O SLC-17 foi escolhido como o local de lançamento do Delta-2 e a NASA transferiu a responsabilidade deste complexo para a USAF em Outubro de 1988. O complexo passou por mais uma fase de modificações para poder ser utilizada pelo foguetão Delta-2. As alterações estruturais incluíram a instalação de novas plataformas e de um sistema de elevação hidráulico, bem como um sistema de armazenamento e de fornecimento de hidrogénio líquido. Estas modificações fizeram com que a altura da torre móvel de serviço do complexo fosse elevada em 3,05 metros de forma a acomodar o novo lançador.

Em Fevereiro de 1990 dá-se o primeiro lançamento de um foguetão Delta-2 a partir da plataforma 17A. Os trabalhos de modificação do complexo continuaram e a primeira missão comercial de um Delta-2 foi lançada da plataforma 17B em Agosto de 1989.

Porém, as alterações ao complexo não se ficariam por aqui pois para satisfazer as necessidades dos seus clientes a Boeing desenvolveu o foguetão Delta-3 que possui o dobro da capacidade de carga do Delta-2. Este lançador e o Delta-3 compartilham a plataforma 17B, com os trabalhos para modificar a plataforma para acomodar o novo lançador a serem finalizados em Outubro de 1997.

Devido ao facto de o centro de controlo no SLC-17 ter sido considerado inadequado para os lançamentos do Delta-3, a Força Aérea dos Estados Unidos construiu um novo centro de operações de lançamento e administrativo com uma área de 3.623 m^2 denominado *1st Space Launch Squadron Operations Building* (1 SLS OB). As novas instalações, finalizadas em Junho de 1996, estão localizadas a 3,2 km a Sul do SLC-17 e alberga o *Launch Control Center* (LCC).

O foguetão Delta-2 7925-9.5

O Navstar-53 foi lançado por um foguetão Delta-2 7425-9.5 na missão D302 (Delta 302). Este foi o 302º lançamento de um foguetão da série Delta desde 1960, sendo o 109º Delta 2 a ser utilizado (contando com os dois lançamentos das versões Heavy). É também o 54º lançamento em série com sucesso desde 1997.

Os Delta são construídos pela *Boeing* em Huntington Beach, Califórnia. As diferentes partes do lançador são montadas em Pueblo, Colorado.

O Navstar-53 foi colocado em órbita por um lançador Delta da versão 7425-9.5 de quatro estágios. A versão 7425-9.5 é composta por seis partes principais: o primeiro estágio que é composto pelos propulsores laterais a combustível sólido, o motor principal no corpo principal do lançador, o inter-estágio (que faz a ligação física entre o primeiro e o segundo estágio), o segundo estágio, o terceiro estágio e uma ogiva de 9,5 pés (2,9 metros) de diâmetro fabricada em materiais compósitos.

O Delta 2 7425-9.5 atinge uma altura de 38,90 metros e tem um diâmetro de 2,44 metros (sem entrar em conta com os propulsores sólidos na base). No lançamento tem um peso de 231.900 kg e é capaz de desenvolver uma força de 359.340 kgf. É capaz de colocar uma carga de 5.089 kg numa órbita baixa a 185 km de altitude ou então 1.818 kg numa trajectória para a órbita geossíncrona.

Os quatro propulsores laterais (GEM-40) TAS – *Thrust Augmented Solids*, são fabricados pela *Alliant Techsystems* e cada um pode desenvolver 45.500 kgf no lançamento.

O primeiro estágio (Delta Thor XLT-C) tem um peso bruto de 13.064 kg e um peso de 1.361 kg sem combustível. Tem um comprimento de 26,1 metros e um diâmetro de 2,4 metros. Está equipado com um motor RS-27A que tem um peso de 1.091 kg, um diâmetro de 1,1 metros e uma altura de 3,8 metros. No vácuo produz uma força de 107.500 kgf, tendo um Ies de 302 s e um tempo de queima de 274 s. Consome LOX e querosene altamente refinado (RP-1). O RS-27A é construído pela *Rocketdyne*.

O segundo estágio do Delta 2 (Delta K) tem um peso bruto de 6.905 kg e um peso de 808 kg sem combustível, tendo um comprimento de 5,9 metros e um diâmetro de 1,7 metros. No vácuo o seu motor Aerojet AJ10-118K (com um peso de 98 kg, um diâmetro de 1,7 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 4.425 kgf, tendo um Ies 318 s e um tempo de queima de 444 s. Consome N_2O_4 e Aerozine-50.

O terceiro estágio, Star-48B, tem um peso bruto de 2.133 kg e um peso de 123,8 kg sem combustível, tendo um comprimento de 1,83 metros e um diâmetro de 1,24 metros. O seu motor consome HTPB e produz uma força de 67,17 kN, tendo um Ies 286 s e um tempo de queima de 84 s.

O Delta-2 pode ser lançado a partir do Cabo Canaveral (*Air Force Station*), plataformas SLC-17A e SLC-17B, e da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, (plataforma SLC-2W). Na missão do D302 o Delta-2 7245-9.5 foi lançado a partir da plataforma SLC-17A. O *Space Launch Complex-17* (SLC-17) do Cabo Canaveral foi construído pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) para o desenvolvimento do míssil balístico de alcance intermédio (IRBM) Thor, tendo a construção das plataformas A e B sido iniciada em Abril de 1956. Em Setembro desse mesmo ano a Força Aérea ocupou

parcialmente a plataforma SLC-17B, tendo o primeiro lançamento sido efectuado a 25 de Janeiro de 1957[16]. A primeira modificação ao complexo SLC-17 teve lugar em 1960 de forma a suportar o lançamento de veículos derivados do Thor. Entre O início de 1960 e Dezembro de 1965 foram lançados 35 foguetões Delta a partir do complexo.

As plataformas foram transferidas para a NASA em 1965, pois para a USAF já não havia qualquer utilização militar para o complexo. Devido ao acidente do Challenger os lançamentos comerciais e militares foram na sua totalidade transferidos para os lançadores convencionais e em resultado a Boieng criou o lançador Delta-2. A USAF decidiu também transferir o lançamento dos seus satélites Navstar, anteriormente destinados a serem lançados pelo vaivém, para o novo Delta-2. O complexo SLC-17 foi escolhido como local de lançamento do Delta-2 e o complexo regressou novamente à responsabilidade da USAF em Outubro de 1988. O complexo teve de sofrer obras profundas com a instalação de novas plataformas de serviço, de um sistema hidráulico de elevação de cargas e de um sistema de armazenamento e fornecimento de hidrogénio líquido. A torre de serviço móvel do complexo teve de ver o seu tamanho aumentado em 3 metros de forma a acomodar o novo lançador. O primeiro lançamento do Delta-2 a partir do complexo (plataforma A) teve lugar a 14 de Fevereiro de 1989[17].

A última modificação ao complexo finalizou em Outubro de 1997 e serviu para adaptar a plataforma B ao lançador Delta-3[18]. Assim, a plataforma B pode acomodar os lançadores Delta-2 e Delta-3.

A seguinte tabela indica os últimos 10 lançamentos levados a cabo pelo Delta-2 7925-9.5.

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
2000-040	16-Jul-00	D279	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-48 (26407 2000-040A)
2000-071	10-Nov-00	D281	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-49 (26605 2000-071A)
2001-004	30-Jan-01	D283	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-50 (26690 2001-004A)
2001-013	7-Abr-01	D284	C.C.A.F.S.	SLC-17A	2001 Mars Odyssey (26734 2001-013A)
2001-020	18-Mai-01	D285	C.C.A.F.S.	SLC-17B	GeoLITE (26770 2001-020A)
2002-034	3-Jul-02	D292	C.C.A.F.S.	SLC-17A	CONTOUR (27457 2002-034A)
2003-005	29-Jan-03	D295	C.C.A.F.S.	SLC-17B	Navstar-51 (27662 2003-005A)
2003-010	21-Mar-03	D297	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-52 (27707 2003-010A)
2003-058	21-Dez-03	D302	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-53 (28129 2003-058A)
2004-009	20-Mar-04	D303	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-54 (28189 2004-009A)

A missão D303

A contagem decrescente e o lançamento da missão D303 no dia 20 de Março decorreu sem problemas, tendo somente registado um pequeno adiamento às 1740UTC devido a um momentâneo aumento de pressão no sistema de nitrogénio do primeiro estágio.

A torre de serviço da plataforma de lançamento 17B foi recolhida na manhã do dia 20 de Março. A contagem decrescente foi suspensa às 1339UTC (T-150m) durante 60 minutos para que os controladores tivessem a oportunidade de proceder à análise de dados e a recuperar tempo perdido em alguma actividade que se tivesse atrasado no decorrer da contagem de crescente.

A denominada *Terminal Countdown* teve início às 1439UTC com o retomar da contagem decrescente e às 1459UTC tiveram início os preparativos para o abastecimento de querosene RP-1 para o tanque de combustível do primeiro estágio do Delta-2. Após se verificar o estado das válvulas, sensores e restante equipamento, o abastecimento teve início às 1503UTC. Um total de 45.616 litros de RP-1 foram bombeados para o lançador. O abastecimento é feito em duas fazes: a fase rápida, na qual o querosene é introduzido com alta pressão no tanque de combustível, e a fase lenta, que tem início quando é atingida 98% da capacidade do tanque e é levada a cabo através de uma outra válvula até se atingir a capacidade total do tanque. O abastecimento de RP-1 terminou às 1526:56UTC após um processo que teve uma duração de 23 minutos e 6 segundos.

[16] O primeiro Thor a ser lançado desde o complexo SLC-17 tinha o número de série 101 e o lançamento resultou num fracasso com a explosão do míssil devido a um problema de contaminação do LOX que originou uma falha numa válvula do motor.

[17] A plataforma utilizada foi a SLC-17A. O lançamento teve lugar às 1830UTC e o foguetão Delta-2 6925 (D184) colocou em órbita o satélite USA-35 / Navstar 2-1 GPS-14 (19802 1989-013A).

[18] O primeiro lançamento do Delta-3 teve lugar a 27 de Agosto de 1998 e resultou num fracasso quando o foguetão Delta-3 (D3-1) não conseguiu colocar em órbita o satélite Galaxy-10.

Às 1550UTC foi dada a luz verde para o início do abastecimento de oxigénio líquido (LOX) para o primeiro estágio do lançador. O abastecimento de LOX tinha início às 1555UTC. O LOX, a uma temperatura de -183ºC, é bombeado a partir de um tanque de armazenamento que se encontra no SLC-17 através de um sistema de tubagens que conduz o líquido para o fundo do foguetão na plataforma de lançamento. De recordar que o LOX e o RP-1 são consumidos pelo motor principal do primeiro estágio. O abastecimento de LOX foi finalizado às 1621:49UTC após um processo que teve uma duração de 26 minutos e 17 segundos. Apesar de finalizado, o abastecimento é mantido durante o resto da contagem decrescente para manter o nível no interior do tanque pois devido à natureza criogénica do oxigénio líquido, este tem tendência para se evaporar.

Nesta fase o lançador encontrava-se totalmente abastecido para a sua missão. De notar que os propolentes hipergólicos utilizados pelo segundo estágio (tetróxido de nitrogénio e Aertozine-50) haviam sido introduzidos no seguindo estágio dias antes. Os nove propulsores laterais utilizam combustível sólido.

Às 1631UTC era revelado que as condições atmosféricas no Cabo Canaveral haviam melhorado e que agora existia uma probabilidade de 100% de ocorrência de boas condições atmosféricas na hora do lançamento, apesar de existirem ventos que sopravam a 37,04 km/h (o limite era de 62,97 km/h).

Às 1642UTC era revelado pela USAF que o lançamento seria adiado por dois minutos devido à ocorrência de um período COLA (*COLlision Avoidance*). Estes períodos são por vezes introduzidos numa contagem decrescente para evitar que qualquer satélite seja lançado numa trajectória que o coloque em rota de colisão ou mesmo muito perto de outro objecto já em órbita. O lançamento foi adiado para as 1741UTC.

Às 1649UTC (T-20m) a contagem decrescente entrava na sua segunda suspensão que durou até às 1709UTC.

Às 1714UTC o satélite Navstar GPS 2R-11 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia (confirmado às 1719UTC; T-10m). O início da pressurização do tanque de combustível do primeiro estágio teve início às 1720UTC.

Uma terceira suspensão da contagem decrescente teve início às 1725UTC a T-4m. Esta suspensão teve uma duração de 12 minutos. Durante esta suspensão todos os aspectos do lançador, satélite e instrumentação no solo foram revistos pela equipa de lançamento. A contagem decrescente foi retomada às 1737UTC (T-4m).

O Delta-2 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia às 1737UTC (T-3m 45s). A T-2m (1739UTC) as válvulas de ventilação do tanque de LOX do primeiro estágio eram encerradas e iniciava-se a sua pressurização. Os observadores tinham a gora a oportunidade de ver baforadas de vapor a serem emitidas por uma válvula de pressão á medida que a pressão se ia estabilizando.

Às 1739UTC (T-1m 15s) era dada a luz verde final para o lançamento, mas a 1740UTC (T-43s) a contagem decrescente era suspensa devido a um momentâneo aumento de pressão no sistema de nitrogénio do primeiro estágio.

A contagem decrescente seria reciclada para T-4m às 1744UTC ao mesmo tempo que era anunciada uma nova hora de lançamento (1753UTC) às 1744UTC. A contagem decrescente foi retomada às 1749UTC (T-4m). O Delta-2 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia às 1749UTC (T-3m 30s) e novamente a T-2m (1757UTC) as válvulas de ventilação do tanque de LOX do primeiro estágio eram encerradas e iniciava-se a sua pressurização.

O lançamento do 303º foguetão Delta tinha lugar às 1753:00,409UTC com o veículo a atingir uma velocidade superior à do som às 1753:35UTC (T+35s). A zona de máxima pressão dinâmica era atingida às 1753:56UTC (T+56s) a uma altitude de 12,07 km e a uma velocidade de 2.253,08 km/h.

O final da queima e separação dos seis propulsores laterais de combustível sólido que entraram em ignição a T=0s, teve lugar às 1754UTC (T+1m 10s). Nesta altura entravam em ignição os restantes três propulsores.

Às 1754UTC (T+1m 50s) o veículo encontrava-se a uma altitude de 30,58 km e a 40,23 km do Cabo Canaveral, viajando a uma velocidade de 5.471,76 km/h.

O final da queima e separação restantes dos três propulsores laterais de combustível sólido teve lugar às 1755UTC (T+2m 15s).

Às 1755UTC (T+2m 50s) o veículo encontrava-se a uma altitude de 59,55 km e a 152,89 km do Cabo Canaveral, viajando a uma velocidade de 9.656,04 km/h.

O final da queima do primeiro estágio (MECO – *Main Engine Cut-Off*) tinha lugar às 1757UTC (T+4m 38s), separando-se de seguida. O segundo estágio do lançador entrava em ignição às 1757UTC (T+4m 41s).

A ogiva de protecção do satélite separava-se às 1758UTC (T+4m 5s) e às 1759UTC (T+6m 15s) o veículo encontrava-se a uma altitude de 133,58 km e a uma distância de 965,61 km do Cabo Canaveral, viajando a uma velocidade de 20.921,42 km/h.

O final da primeira queima do segundo estágio (SECO 1 – *Second Engine Cut-Off 1*) tinha lugar às 1803UTC (T+10m 55s) com o conjunto a atingir uma órbita preliminar em torno da Terra com um apogeu a 173,05 km de altitude, um perigeu a 151,23 km de altitude e uma inclinação de 36,85º em relação ao equador terrestre.

Após atingir a órbita terrestre o conjunto entrou numa leve rotação de forma a manter uma temperatura constante.

O segundo estágio entrou novamente em ignição às 1855UTC (T+1h 2m 38s), terminando (SECO 2) 40 segundos mais tarde às 1856UTC (T+1h 3m 15s). A separação entre o segundo e o terceiro estágio teve lugar às 1857UTC (T+1h 4m 14s) e a ignição deste ocorreu às 1857UTC (T+1h 4m 45s), terminando às 1859UTC (T+1h 6m 9s).

A separação entre o satélite Navstar GPS 2R-11 e o estágio Star-48B ocorreu às 1901UTC (T+1h 8m 14s).

O Navstar GPS 2R-11 ficou colocado numa órbita elíptica com um apogeu de 17.702,78 km de altitude e um perigeu de 160,93 km de altitude.

Nos dias que se seguiram ao lançamento, o satélite utilizou os seus próprios meios de propulsão para elevar a sua órbita, integrando-se na constelação GPS e iniciando um período de testes e verificações. O satélite entrou ao serviço a 6 de Abril de 2004 substituindo o satélite GPS 2A-19 (também conhecido por USA-90).

Após entrar em órbita terrestre o satélite Navstar-54 GPS 2R-11 recebeu a designação militar USA-177, tendo recebido a Designação Internacional 2004-009A e o número de catálogo orbital 28189. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

27 de Março – 8K82K Proton-K DM-2M

Cosmos 2406

A 27 de Março a Rússia levou a cabo o lançamento de um satélite de comunicações militar da série Globus. O lançamento foi levado a cabo às 0330UTC por um foguetão 8K82K Proton-K equipado com um estágio superior Block DM-2M.

Lançamento orbital n.º 4.320
Lançamento Rússia n.º 2.707 (62,662%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.130 (26,157%)

O foguetão 8K82K Proton-K DM-2

O 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios que é sem dúvida a locomotiva espacial da Rússia, sendo o seu lançador mais potente disponível. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton demonstra uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais. O Proton-K é construído pelo Centro Estadual de Produção e Pesquisa Espacial Khrunichev, com sede em Moscovo.

Utilizando o estágio Block DM-2M (11S861), ou outros estágios superiores, o lançador Proton-K transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-2 tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,15 metros e um peso de 711.110 kg. É capaz de colocar uma carga de 1.880 kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM-2 (11S861) construído pela Corporação RSC Energiya.

O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que fosse capaz de colocar pesadas cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

A evolução da família de lançadores propostos por Chelomei levou ao actual 8K82K Proton-K que é também conhecido como Proton-3, UR-500K (Designação do Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos).

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 kg, pesando 31.100 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

O quarto estágio utilizado nesta missão, o 11S861 (Block DM-2), tem um peso bruto de 17.3000 kg e uma massa de 2.300 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.670 kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 600 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58M tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,17 metros e um comprimento de 2,27 metros, desenvolvendo 8.500 kgf (em vácuo) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Esta versão usa querosene sintético para obter um maior impulso específico. Contém também uma unidade de orientação para a colocação de satélites militares em órbita geossíncrona.

Raduga-1 Globus

Sendo conhecidos com o nome de código Globus, estes satélites foram lançados pela primeira vez a 22 de Junho de 1989 com a designação Raduga-1 (1). Estes satélites são designados 17F15 e têm um peso aproximado de 2.000 kg.

Os satélites são colocados em órbita geossíncrona e o sistema Raduga-1 deveria constituir a base para o sistema unificado de comunicações por satélite de segunda geração, com a sua primeira fase a ser constituída por três satélites.

O sistema é capaz de levar a cabo comunicações não só com estações fixas em terra, mas também com plataformas móveis. O sistema permite comunicações por telefone, telegrafo e rádio.

Os Raduga-1 são baseados no modelo KAUR-1, sendo estabilizados nos três eixos espaciais que utilizam propolente líquido para manter a orientação com uma precisão de 0,25º em relação ao centro da Terra. Os satélites estão equipados com painéis solares com uma área de 25 m^2 e com um sistema termorregulador, além de um motor que permite ajustamentos orbitais.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Globus	Data Lançamento	Veículo Lançador	Local Lançamento
Raduga-1 (1)	1989-048A	20083	11	21-Jun-89	8K82K Proton-K DM-2 (355-02)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
Raduga-1 (2)	1990-116A	21038	12	27-Dez-90	8K82K Proton-K DM-2 (342-01)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
Raduga-1 (3)	1994-008A	22981	13	05-Fev-94	8K82K Proton-K DM-2 (375-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
Raduga-1 (4)	1999-010A	25642	14	28-Fev-99	8K82K Proton-K DM-2 (387-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
Raduga-1 (5)	2000-049A	26477	15	28-Ago-00	8K82K Proton-K DM-2 (401-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
Raduga-1 (6)	2001-045A	26936	16	06-Out-01	8K82K Proton-K DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
Cosmos 2406	2004-010A	28194	17	27-Mar-04	8K82K Proton-K DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23

Lançamento do Cosmos 2406

Doze dias após uma missão comercial da versão mais recente do foguetão Proton, assistiu-se ao lançamento do satélite Cosmos 2406 às 0330UTC. O lançamento foi levado a cabo desde a Plataforma de Lançamento PU-23 do Complexo de Lançamento LC81.

O satélite foi colocado numa órbita inicial com um perigeu a 222 km de altitude, um apogeu a 35.917 km de altitude, uma inclinação orbital de 48,73º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 634,04 minutos. Nos dias seguintes a órbita foi alterada tal como se pode verificar na seguinte tabela:

Data (Hora UTC)	Perigeu (km)	Apogeu (km)	Inclinação Orbital (º)	Período Orbital (min.)
28-Mar-04 (0545)	32.342	34.996	0,10	1329,28
28-Mar-04 (1228)	32.307	35.056	0,02	1329,92
14-Abr-04 (1843)	35.774	35.795	1,40	1436,00

Tal como aconteceu com um anterior satélite desta série, o Cosmos 2406 (Globus) começou por ser detectado a cerca de 3.000 km mais abaixo do que é habitual para os lançamentos geossíncronos russos. O mesmo se pode verificar comos dados referidos na anterior tabela quando a 28 de Março o satélite se encontra com um perigeu a pouco mais de 32.000 km de altitude. Como se pode verificar, duas semanas mais tarde o satélite já se encontrava na órbita geossíncrona normal a mais de 35.000 km de altitude. Desconhece-se qual a razão para este novo perfil de lançamento geossíncrono.

Tratando-se de um lançamento militar são muito raras as fotografias do lançamento levado a cabo a 27 de Março de 2004 no qual um foguetão 8K82K Proton-K DM-2 colocou em órbita o satélite de comunicações militar Cosmos 2406. Imagem: ITAR-TASS.

Inicialmente este satélite começou por ser designado Cosmos 2407. Isto deveu-se ao facto de anteriormente as autoridades russas terem apresentado um calendário de lançamento que referia a colocação em órbita do satélite militar Cosmos 2406 por parte de um foguetão 11K77 Zenit-2. Porém, este lançamento acabou por ser adiado do dia 17 de Março para o dia 31 de Março e posteriormente para o dia 25 de Abril e quando a imprensa russa começou a denominar o novo Globus por Cosmos 2406, verificou-se que a sequência de numeração da série Cosmos seria mantida. De salientar que a numeração Cosmos é utilizada somente para referência pública sem qualquer utilidade na documentação técnica dos satélites.

Após entrar em órbita terrestre o satélite recebeu a designação Cosmos 2406, tendo recebido a Designação Internacional 2004-010A e o número de catálogo orbital 28194. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Fevereiro e Março de 2004. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), o perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *Orbital Information Group* (OIG) da *National Aeronautics and Space Administration*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
05 Fevereiro	2346	2004-003A	28154	AMC-10 (GE-10)	Atlas-2AS (AC-135)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36A	2.120
35798 / 35775 / 0,1 / 1436,1							
14 Fevereiro	1850	2004-004A	28158	USA-176 (DSP-22)	Titan-402B/IUS-10 (B-39)	Cabo Canaveral, AFS, SLC-40	2.380
(Parâmetros orbitais não disponíveis – Satélite militar)							
18 Fevereiro	0705	2004-005A	28163	Cosmos 2405	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	1.900
39726 / 633 / 62,8 / 717,9							
02 Março	0717:44	2004-006A	28170	Rosetta / Philae	Ariane-5G+ (V158 'Ville de Colleferro')	CSG Kourou, ELA-3	3.011 / 90
Órbita heliocêntrica							
13 Março	0540	2004-007A	28184	MBSat	Atlas-IIIA (AC-202)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B	3.900
35792 / 35776 / 0,1 / 1436,0							
15 Março	2306	2004-008A	28187	W3A	8K82KM Proton-M Breeze-M (535-05/88507)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	4.350
35797 / 35703 / 0,0 / 1434,3							
20 Março	1753:00	2004-009A	28189	Navstar-54 (USA-177)	Delta-2 7925-9,5 (D304)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A	2.032
20276 / 20091 / 55,1 / 718,0							
27 Março	0330	2004-010A	28194	Cosmos 2406 (Globus 1-7)	8K82K Proton-K DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	2.400
35056 / 32307 / 0,0 / 1329,9							

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
02 Março	2004-006B	28170	L-9 (V158)	Ariane-5G+ (V158 'Ville de Colleferro')	CSG Kourou, ELA-3
21 Dezembro	2001-057C	28171	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057D	28172	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057E	28173	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057F	28174	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057G	28175	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057H	28176	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90

21 Dezembro	2001-057J	28177	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057K	28178	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057L	28179	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057M	28180	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057N	28181	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057P	28182	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
21 Dezembro	2001-057Q	28183	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90
13 Março	2004-007B	28185	Centaur AC-202	Atlas-IIIA (AC-202)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B
15 Março	2004-008B	28188	Tanque Breeze-M	8K82KM Proton-M Breeze-M (535-03/88507)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
20 Março	2004-009B	28191	1º estágio PAM-D (D304)	Delta-2 7925-9.5 (D204)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
20 Março	2004-009C	28192	2º estágio PAM-D (D304)	Delta-2 7925-9.5 (D204)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
20 Março	2004-009D	28193	(Destroço)	Delta-2 7925-9.5 (D204)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
27 Março	2004-010B	28195	Plataforma	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
27 Março	2004-010C	28196	Block DM-2M	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
27 Março	2004-010D	28186	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
21 Dezembro	2003-058D	28189	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
27 Março	2004-010E	28197	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
28 Dezembro	2003-060E	28198	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (410-04/13L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
28 Dezembro	2003-060F	28199	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (410-04/13L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
15 Maio	1966-040N	28200	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040P	28201	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040Q	28202	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040R	28203	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040S	28204	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040T	28205	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040U	28206	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040V	28207	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040W	28208	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
15 Maio	1966-040X	28209	(Destroço) Nimbus-2	SLV-2A Agena-B (456/TA6)	Vandenberg AFB, 75-1-1
19 Maio	1966-041G	28210	(Destroço)	Scout-A (S146C)	Vandenberg AFB, PALC-D
05 Março	1981-021U	28211	Arrefefimento Cosmos 1249	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
16 Setembro	1987-079BG	28212	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BH	28213	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BJ	28214	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BK	28215	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BL	28216	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
06 Novembro	1997-067D	28217	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9,5 (D249)	Cabo Canaveral AFS, LC17A

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Estas informações são gentilmente cedidas pelo OIG da NASA, Alan Pickup e Harro Zimmer.

Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento	D. Órbita
20 Ago.	Ree.	1987-079AN	27929	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 de Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40	5817
15 Out.	Ree.	1988-085AX	28001	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 de Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39	5507
07 Jan.	Ree.	1996-005F	23813	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2 (374-02)	25 de Janeiro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	2904
17 Fev.	Ree.	1977-005G	28162	(Destroço)	Delta-2914 (613/D128)	28 de Janeiro	Cabo Canaveral, LC-17A	9881
29 Fev.	Ree.	2001-057D	28172	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	800
01 Mar.	Ree.	2001-057E	28173	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	801
01 Mar.	Ree.	2001-057L	28179	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	801
02 Mar.	Ree.	2001-057M	28180	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	802
02 Mar.	Ree.	1999-057GF	26293	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 de Outubro	Taiyuan SC, LC1	1601
03 Mar.	Ree.	1999-057FN	26276	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 de Outubro	Taiyuan SC, LC1	1602
03 Mar.	Ree.	2001-057F	28174	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	803
03 Mar.	Ree.	2001-057K	28178	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	803
03 Mar.	Ree.	2001-057Q	28183	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	803
04 Mar.	Ree.	2001-057N	28181	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	804
05 Mar.	Ree.	1998-006C	25154	H-10-3 (V105)	Ariane-44LP (V105)	04 de Fevereiro	CSG Kourou, ELA-2	2221
05 Mar.	Ree.	2001-057C	28171	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	805
05 Mar.	Ree.	2001-057H	28176	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	805
05 Mar.	Ree.	2001-057P	28182	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	805
08 Mar.	Ree.	1985-061D	15916	Block-L	8K78M Molniya-ML	17 de Julho	NIIP-53 PLesetsk, LC43/4	6780
10 Mar.	Ree.	1987-079AR	27932	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 de Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40	6020
05 Mar.	Ree.	2001-057J	28177	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	811
14 Mar.	Ree.	1978-064P	28146	(Destroço) SeaSat-1	Atlas-F (23F)	17 de Junho	Vandenberg AFB, SLC-3W	9392
15 Mar.	Ree.	1985-037J	26682	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (330-02)	17 de Maio	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39	6877
15 Mar.	Ree.	2004-005D	28166	Plataforma	8K78M Molniya-M 2BL	18 de Fevereiro	GIK-1 Plesetsk	26
16 Mar.	Ree.	1970-037A	04393	Meteor-1 (4)	8A92M Vostok	28 de Abril	NIIP-53 Plesetsk	12376
18 Mar.	Ree.	2001-057G	28175	(Destroço) Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	818
18 Mar.	Ree.	1964-049R	27860	(Destroço) Cosmos 41	8K78 Molniya (R103-36)	22 de Agosto	NIIP-5 Baikonur	14453
20 Mar.	Ree.	2001-057A	27053	Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2	21 de Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC90	820
20 Mar.	Ree.	1994-070B	23332	H-10+ (V69)	Ariane-42P+ (V26)	01 de Novembro	CSG Kourou, ELA-2	3427
21 Mar.	Ree.	2001-049NC	27584	(Destroço)	PSLV-C3	22 de Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.	881
22 Mar.	Ree.	2004-005E	28167	(Destroço)	8K78M Molniya-M 2BL	18 de Fevereiro	GIK-1 Plesetsk	33
27 Mar.	Ree.	2004-010B	28195	Plataforma	8K82K Proton-K DM-2M	27 de Março	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	0
28 Mar.	Ree.	2004-005F	28168	Destroço	8K78M Molniya-M 2BL	18 de Fevereiro	GIK-1 Plesetsk	39
29 Mar.	Ree.	2004-010C	28196	Block DM-2M	8K82K Proton-K DM-2M	27 de Março	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	2

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Maio de 2004

Data	Lançador	Carga	Local
04 de Maio	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-21)	DirecTV-7S	Oceano Pacífico, Odyssey
17 de Maio	Taurus-3210 (T7)	RocSat-2	Vandenberg AFB, SLC-576E
19 de Maio	Atlas-2AS (AC-166)	AMC-11	C.C.A.F.S., SLC-36
19 de Maio	11A511U Soyuz-U (684)	Progress M-46	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

28 de Outubro de 2004 Soyuz TMA-5 / ISS-9S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Sharipov (4); Chiao (4); Thiele (2) / Tokarev; McArthur

6 de Março 2005 STS-114 / ISS-ULF-1 OV-103 Discovery (31) KSC, LC-39B Duração 12 dias
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Thomas (4); Lawrence (3); Camarda (1)

Missão de Socorro STS-300 OV-104 Atlantis KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2)

7 de Maio de 2005 Soyuz TMA-6 / ISS-10S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; Olsen (1)

?? de Maio de 2005 STS-121 / ISS-ULF-1.1 OV-104 Atlantis (27) KSC, LC-39B Duração 11 dias
Lindsey (4); Kelly M. (2); Noriega (3); Fossum (1); ?????; ?????; ?????

Missão de Socorro STS-300 OV-103 Discovery KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2)

????? 2005 Shenzhou-6 CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6), Jiuquan
Zhai (?), Nie (?)

????? 2005 STS-115 / ISS-12A P3/P4 OV-104 Discovery (32) KSC, LC-39B Duração 11 dias
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)

15 de Novembro de 2005 Soyuz TMA-7 / ISS-11S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; ?????

????? 2005 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39 Duração 12 dias
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; ?????; ?????

15 de Novembro de 2005 Soyuz TMA-7 / ISS-11S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; ?????

????? 2006 STS-117 / ISS-13A OV-105 Endeavour (21) KSC, LC-39
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

????? 2006 STS-118 / ISS-13A.1 OV-103 Discovery (33) KSC, LC-39
Kelly S., Hobaugh, Parazynski, Williams D., Morgan, Nowak

????? 2006 STS-119 / ISS-15A S6 OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39
?????, ?????, Gernhardt, ?????, Vinogradov, Tani, Kondratiyev / Herrington, Yurchikhin, Kotov

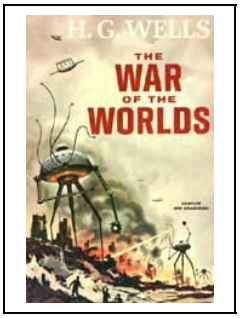
17 de Junho de 2006 Soyuz TMA-8 / ISS-12S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????, ?????, ?????

????? 2006 STS-122 / ISS-10A Node-2 OV-105 Endeavour (22) KSC, LC-39
Halsell, Poindexter, Lawrence, Sellers, Foreman, Wilson

????? 2006 STS-123 / ISS-ULF-2 OV-103 Discovery (34) KSC, LC-39
?????, ?????, ?????, ?????, Williams J., Lazutkin, Anderson C. / Lopez-Alegria, Treshschyov, Reisman

Cronologia Astronáutica (XV)

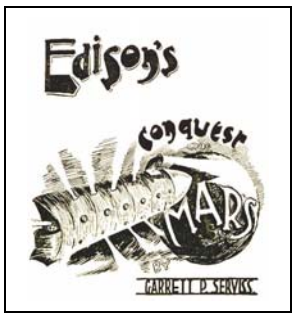
Por Manuel Montes



-1898: H.G. Wells escreve e pública por correspondência e posteriormente em livro a sua famosa obra "*The War of the Worlds*". Wells descreve uma invasão que vem de Marte a bordo de um grande número de naves espaciais.

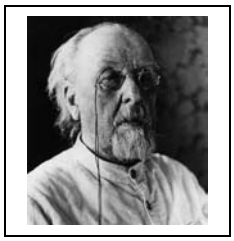
-1898: Paolo Mantegazza propõe uma viajem ao espaço utilizando uma nave eléctrica na sua novela "O Ano 3000".

-1898: O herói da novela de John Munro "*A Trip to Venus*", prefere utilizar um estranho método anti-gravítico ao uso de um canhão electromagnético ou de um foguetão para a sua viajem espacial. Mais notável é a sua descrição da nave, desenhada em vários "andares" ou pontes e em forma de submarino.



-12 de Janeiro de 1898: Começa a publicar-se a por fascículos a novela "*Edison's Conquest of Mars*", de Garrett P. Serviss. Este autor é na realidade um cientista e astrónomo, e apesar da sua primeira incursão na literatura não ser muito afortunada (melhorará posteriormente), inclui muitos aspectos curiosos e interessantes. Aproveitando o êxito da obra "A Guerra dos Mundos", a acção inicia-se após este episódio. Durante os capítulos seguintes mencionam-se frotas de naves interplanetárias lutando entre si (a primeira vez que se descreve uma luta militar no espaço) e também trajes espaciais e outros aditamentos que fazem a acção mais realista. A preparação de Serviss servirá para descrever os aspectos científicos com maior claridade que outros escritores.

-1898: A escritora Mary Platt Parmele publica a sua novela "*Ariel*". Aqui aparece uma estação tripulada em torno da Terra, situada numa suposta órbita geossíncrona a umas 400.000 milhas de distância.



-25 de Agosto de 1898: O próprio Tsiolkovsky, numa obra posterior, menciona um texto que tem esta data e no qual já aparecem as suas fórmulas do movimento de um foguetão. O teórico nunca se lembrou posteriormente exactamente quando foi capaz de desenvolvê-las.

-1899: A nave da novela de Ellsworth Douglas "*The Pharoah's Broker*", para além de estar baseada num sistema anti-gravidade e de ter uma forma de cigarro, inclui no seu interior sistemas de exercício para manter a forma física dos viajantes para Marte.

-1899: Hermann Ganswindt recompila os seus trabalhos em "*Das jungste Gericht*", uma publicação financiada por ele mesmo. O desenho da sua nave espacial terá um papel preponderante.

-Novembro de 1899: Os escritores Ellsworth Douglas e Edwin Pallander fazem uma proposta realmente surpreendente na sua história curta "*The Wheels of Dr. Ginocgio Gyves*", que surge na revista "*Cassell's Magazine*". O protagonista prepara um artefacto quase esférico sobre o qual se situa como navegante. A tal máquina está equipada com grandes ventiladores, de tal maneira que o efeito giroscópico combinado impede que o veículo se mova em alguma direcção. É então a Terra que segue o seu caminho de traslação no espaço e o herói se vê no seu exterior (!).

-Por volta de 1900: Respondendo a uma actividade que se estenderá durante muitos anos da sua vida, o russo Mikhail Mikhailovich Pomortsev, membro destacado dos corpos de artilharia, apresenta ás autoridades um total de 18 projectos inventados por si: em concreto seis foguetões alados, um foguetão com estabilizadores fixos e onze equipados com outros dispositivos cilíndricos de estabilização.

-Janeiro/Junho de 1900: George Griffith publica a sua série de ficção-científica "*Stories of Other Worlds*" na revista "*Pearson's Magazine*". Baseando-se na ideia de que toda a força da natureza pode separar-se em seus componentes positivos e negativos, a nave espacial que utilizam os protagonistas (chamada Astronef) é capaz de dividir a gravidade, produzindo atracção ou repulsão, em função das necessidades dos viajantes.

-29 de Julho de 1900: Nasce Mikhail Klavdyevich Tikhonravov, outro dos grandes génios da Cosmonáutica soviética, especialmente no campo da propulsão líquida. Após conhecer as ideias de Tsiolkovsky, juntar-se-á com gente tão importante como Korolev, Tsander, etc. para a construção dos primeiros foguetões líquidos (GIRD).

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{\text{kgf}}/_{(\text{kg/s})}\right) = \text{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação

gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.